POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea Magistrale

Studio del processo normativo di certificazione di un velivolo ultraleggero avanzato

Relatore:
Prof. Paolo MAGGIORE
Correlatore:
Ing. Marco MAZZUCCO

Candidato:
Xhonatan POLISI

A.A.2017-2018

Ringraziamenti

Il percorso universitario che mi ha portato fino a quì si è rivelato molto importante nella mia personale formazione, scolastica e umana. Ritengo pertanto doveroso offrire un piccolo spazio, in questo ultimo capitolo di questa avventura, a chi più di tutti mi ha accompagnato in questi anni di università.

Innanzitutto ringrazio la mia famiglia, i miei genitori, che hanno saputo sostenermi e incoraggiarmi in tutti questi anni, insegnandomi a non mollare mai e a credere sempre in me stesso. Un particolare ringraziamento al mio relatore, il prof. Paolo Maggiore, che mi ha seguito in questi mesi e mi ha introdotto a questo variegato mondo normativo. Lo svolgimento di questo lavoro è anche merito dell'Ing. Marco Mazzucco, che ringrazio particolarmente per la disponibilità e la pazienza dimostrata nel farmi da mentore in questi mesi. Ringrazio il mio caro amico e collega Luca per l'importante collaborazione nel progetto di tesi. Ringrazio inoltre il corpo docenti del Politecnico di Torino per tutti gli insegnamenti ricevuti in questi anni. Non posso non ringraziare anche coloro che per me rappresentano, non dei semplici amici, bensì dei compagni di vita, che in questi anni hanno saputo regalarmi le esperienze più importanti e le migliori risate, grazie Carolina, Claudia, Filippo, Marco, Matteo e Riccardo.

Indice

Elenco delle figure IX

1 Introduzione 1

1.1 Obiettivi 2

2 Il mondo regolamentato 5

2.1 La sicurezza in aeronautica 6

2.2 L'ICAO 8

2.3 The Joint Aviation Authorities 14

2.4 European Aviation Safety Agency 16

2.5 Ente Nazionale per l'Aviazione Civile 18

2.6 The Federal Aviation Administration 20

2.7 Direttive e standards 21

2.7.1 Federal Aviation Regulations 22

2.7.2 Regolamenti EASA 23

2.7.3 Type Certificate 34

2.8 I velivoli militari 35

3 I velivoli ultraleggeri 37

3.1 Il volo ultraleggero nel mondo 37

3.2 EASA CS-23 40

3.2.1 European light aircraft 42
3.2.2 Confronto CS 23 e Far 23 44
3.3 EASA CS-VLA 47
3.4 EASA CS-LSA 49
3.5 I consensus standard 50
3.6 Aero Club d'Italia 53
3.7 DPR n.133/2010 54
3.7.1 VDS/ULM 55
3.7.2 VDS Avanzato 56

4 Il velivolo MA-15 59
4.1 Caratteristiche tecniche 59
4.2 Struttura 62
4.3 Caratteristiche aerodinamiche 64
4.3.1 Configurazione dell'ala 64
4.3.2 Configurazione degli impennaggi 71
4.4 Sistema propulsivo 73
4.5 Carrello d'atterraggio 73
4.6 Comandi di volo 74
4.7 Pannello strumenti 75

5 Preparazione prova strutturale statica 77
5.1 Diagramma di inviluppo di volo 77
5.1.1 Diagramma di manovra 78
5.1.2 Diagramma di raffica 80
5.1.3 Diagramma di inviluppo 81
5.2 Analisi strutturale dell'ala 82
5.2.1 Modellazione CAD 83

5.2.2 Carichi agenti sulla semiala 85
5.2.3 Analisi agli elementi finiti 87
5.2.4 Risultati analisi lineare statica 89
5.2.5 Preparazione prova statica 96

6 Compliance checklist e prove di volo 99
6.1 Controllo di conformità 100
6.2 Prove di volo 101
6.2.1 Limiti distribuzione carico 103
6.2.2 Prestazioni 105
6.2.3 Controllabilità e manovrabilità 110
6.2.4 Forza di controllo equilibratore 112
6.2.5 Trimmaggio 113
6.2.6 Stabilità 114
6.2.7 Prova di stallo 115
6.2.8 Strumentazione 119
6.2.9 Taratura strumenti 120

7 Conclusioni 123

Bibliografia 125

Elenco delle figure

1.1 CAD MA-15 2

2.1 Schema suddivisione livelli di autorità 18
2.2 Schema illustrativo delle funzioni svolte dalle autorità 19

3.1 Pilatus PC12 NG 41
3.2 Evektor EV-55 Outback 41
3.3 Extra 330 LT 41
3.4 Pilatus PC 24 41
3.5 Fk9 ELA 43
3.6 DA42 Twin Star 44
3.7 Tecnam P2002-JF 49
3.8 Viper SD4 50
3.9 Tecnam P92-Echo 56

4.1 Modello CAD MA-15 59
4.2 Vista laterale 60
4.3 Vista frontale 60
4.4 Vista dall'alto 61
4.5 Progetto vista laterale MA-15 63

4.6 Coefficiente di portanza al variare dell'incidenza, GA 30-215 64
4.7 Coefficiente di resistenza al variare dell'incidenza, GA 30-215 65
4.8 Coefficiente di momento al variare dell'incidenza, GA 30-215 65
4.9 Polare aerodinamica, GA 30-215 66
4.10 Coefficiente di portanza al variare dell'incidenza, GA 30-212 66
4.11 Coefficiente di resistenza al variare dell'incidenza, GA 30-212 67
4.12 Coefficiente di momento al variare dell'incidenza, GA 30-212 67
4.13 Polare aerodinamica, GA 30-212 68
4.14 Coefficiente di portanza, GA 30-215, GA 30-212 68
4.15 Distribuzione coefficiente di portanza lungo la semiapertura alare 70
4.16 Coefficiente di portanza al variare dell'incidenza, NACA 0009 71
4.17 Coefficiente di resistenza al variare dell'incidenza, NACA 0009 72
4.18 Coefficiente di momento al variare dell'incidenza, NACA 0009 72
4.19 AvMap EKP V 75

5.1 Generico diagramma di manovra 78
5.2 Diagramma di inviluppo di volo MA-15 81
5.3 Dettaglio modello CAD 84

5.4 Dettaglio modello CAD 84
5.5 Modello geometrico Patran 87
5.6 Modello elementi finiti Patran 88
5.7 Modello dei carichi e dei vincoli su Patran 89
5.8 Deformazione ala 90
5.9 Tensioni sull'ala 91
5.10 Tensioni in direzione longitudinale sull'ala 91
5.11 Tensioni in direzione trasversale sull'ala 92
5.12 Sollecitazioni massime a taglio ala 92
5.13 Tensioni sui longheroni 93
5.14 Tensioni sui longheroni 93
5.15 Tensioni sui longheroni 94
5.16 Deformazioni centine 94
5.17 Tensioni sulle centine 95
5.18 Tensioni sulle centine 96
5.19 Schema prova statica 97

6.1 Modello elementi finiti Patran 101
6.2 Schema calcolo posizione CG 104
6.3 Limiti distribuzione carico 105
6.4 Stallo in potenza 106
6.5 Velocità di decollo 106
6.6 Distanza di decollo 107
6.7 Climb 107
6.8 Sawtooth Climb 108
6.9 Rate of climb vs Airspeed 108
6.10 Rate of climb vs Airspeed 109
6.11 Atterraggio 110

6.12 Atterraggio mancato 110
6.13 Controllo longitudinale 111
6.14 Controllo latero-direzionale 112
6.15 Forza controllo equilibratore 113
6.16 Trim longitudinale 113
6.17 Trim latero-direzionale 114
6.18 Stabilità statica longitudinale 114
6.19 Modo fugoide 115
6.20 Velocità di stallo in varie configurazioni 117

Sommario

Il certificato di aeronavigabilità è un documento molto importante nella definizione regolatoria di un velivolo; esso è infatti necessario per volare in conformità con le regole di sicurezza dell'aria. Per ottenere tale certificato è necessario dimostrare, all'ente interessato, la corretta rispondenza ai requisiti richiesti dalle specifiche direttive. In questa fase di verifica vanno ad inserirsi le prove di volo, come elemento identificativo della reale efficienza del velivolo. L'analisi di questo processo normativo, la preparazione delle prove statiche sull'ala e dei documenti necessari alle prove di volo rappresentano il nucleo centrale della tesi. Questo studio è stato svolto in collaborazione con l'Ing. Marco Mazzucco, titolare di *Ares s.r.l.*, e l'Ing. Matteo Parolin, presso la società di consulenza *Elledue s.r.l.* a Casale Monferrato, e l'attore principale di questa relazione è il velivolo, in attesa di confermarsi ultraleggero avanzato, MA-15, prodotto da *Aviovenice s.r.l.*, attualmente in fase di produzione.

Abstract

The airworthiness certificate is a very important paper in the regulatory definition of an aircraft; it is indeed necessary to fly in accordance with the rules of air safety. To obtain this certificate it is necessary to demonstrate, to the public authority, the correct compliance with the requirements of the specific directives. During this checking phase, the flight tests are inserted, as an element identifying the real efficiency of the aircraft. The analysis of this regulatory process and the preparation of the wing's static test and the papers necessary for the flight tests symbolize the core of the thesis. This study was carried out in collaboration with Ing. Marco Mazzucco, owner of *Ares s.r.l.*, at the consulting company *Elledue s.r.l.* in Casale Monferrato, and the main actor in this paper is the aircraft, waiting to confirm itself as an ultralight advanced one, MA-15, produced by *Aviovenice s.r.l.*, currently in production.

Capitolo 1

Introduzione

L'omologazione di un velivolo è un processo articolato che richiede la definizione di una pianificazione ben precisa. Il primo passo risiede nell'analisi del progetto del velivolo, verificando che i risultati ottenuti siano attendibili e rispettino gli standard aeronautici di conformità; successivamente segue la fase di montaggio e relativa pianificazione delle prove di volo, a chiudere il ciclo di verifica di rispondenza alle direttive regolatorie, caratteristiche del velivolo in esame. L'obiettivo di questa tesi è quello di andare ad inquadrare il campo operativo in cui è immerso il velivolo oggetto di studio, l'MA-15, analizzando le normative e i principali documenti necessari allo sviluppo di un certificato di omologazione. Viene quindi utilizzato un approccio espositivo di tipo top-down, vale a dire che gli argomenti verranno presentati partendo dal generale, focalizzando poi l'attenzione sul particolare. A questo breve capitolo di introduzione segue il capitolo 2, in cui viene fornita una panoramica degli enti normativi e degli standard di certificazione presenti nel mondo aeronautico in campo civile e militare, in Europa e negli Stati Uniti. Nel capitolo 3 si mira a definire le classi di velivoli leggeri con le direttive ad essi dedicate; segue il capitolo 4 nel

quale viene presentato l'MA-15, velivolo del quale viene fornita una descrizione delle caratteristiche principali. Nel capitolo 5 viene presentata l'analisi strutturale svolta sull'ala del velivolo, in vista di una successiva prova statica. Il capitolo 6 presenta l'analisi di rispondenza ai requisiti di conformità dell'Allegato V del D.P.R. 133/2010 con la definizione di una compliance checklist e con la preparazione delle prove di volo; segue il capitolo 7 nel quale vengono presentate le conclusioni ottenute nello studio del processo certificativo di un velivolo ultraleggero.

1.1 Obiettivi

Figura 1.1: CAD MA-15

Abbiamo visto in questa breve introduzione l'approccio e gli argomenti che verranno trattati in questa trattazione; cerchiamo quindi di capire quali sono gli obiettivi principali che sono stati definiti all'inizio del progetto. L'MA-15 è un modello di velivolo da turismo, progettato da Aviovenice s.r.l. per rispondere ai requisiti definiti nell'Allegato V del D.P.R. 133/2010 [1] ed essere certificato ultraleggero avanzato.

Per potere ottenere la certificazione è necessario quindi dimostrare di possedere determinate specifiche e un adeguato livello di sicurezza. La *safety* è infatti l'obiettivo principale in ogni progetto in aeronautica e la regolamentazione rappresenta l'elemento fondamentale nella sua definizione. Il raggiungimento di tale obiettivo passa quindi per la pianificazione di una serie di prove in volo che dimostrino l'efficienza del velivolo. La verifica dei requisiti passa invece per la definizione di una *compliance checklist*, letteralmente *lista di controllo della conformità*, attraverso la quale si analizza la rispondenza alle specifiche richieste dalla direttiva. Gli obiettivi principali di questo elaborato si riassumono quindi nella definizione di una compliance checklist, con relative analisi di verifica, e nella preparazione alle prove di volo, con la definizione delle tabelle necessarie alla raccolta dati. Si noti che le analisi svolte sono state effettuate con peso effettivo al decollo di 600 kg, in previsione di una futura estensione alla categoria degli LSA (Light Sport Aircraft), mentre il limite definito per un velivolo ultraleggero avanzato, definito nel D.P.R. 133, e per il quale verrà certificato, è di 450 kg.

Capitolo 2

Il mondo regolamentato

Il progresso umano nel corso dei secoli ha portato alla realizzazione di opere grandiose, di scoperte e di innovazioni straordinarie per la società. Tra queste è possibile inserire i concetti di *regolazione* e di *organizzazione*, poichè senza di essi la società stessa non potrebbe esistere, ed è proprio la presenza di regole e di leggi a condizionare quei meccanismi che non la fanno sprofondare nel caos e che rendono l'individuo sociale l'essere più civile che esista in natura.
Questo discorso, di carattere molto generale, può essere chiaramente applicato al mondo aeronautico, dove le norme rappresentano l'elemento chiave nello sviluppo di progetti, prodotti e rapporti tra i diversi organismi internazionali. Fin dalla sua nascita, l'aviazione è stata infatti immersa in un panorama normativo molto vario, più o meno rigido a seconda del paese considerato, che ha portato alla creazione di diverse organizzazioni in tutto il mondo. Per potere essere definiti tali e per potere navigare "liberamente", i velivoli, civili o militari che siano, devono rispondere a determinati requisiti, che vengono stabiliti di comune accordo dai diversi enti all'interno del proprio campo di competenza. La tendenza evolutiva delle norme si è mossa nel

tempo verso un approccio di standardizzazione internazionale, senza però eliminare la componente regionale/nazionale. Vedremo quindi nei prossimi paragrafi i principali organismi di normazione presenti in Europa e negli Stati Uniti, con un richiamo alle direttive e ai regolamenti emessi nei due continenti, partendo da un'analisi generale e focalizzando piano piano l'attenzione sui dettagli che caratterizzano i velivoli di nostro interesse, gli ultraleggeri.

2.1 La sicurezza in aeronautica

Il termine *aeronavigabilità*, in inglese *airworthiness*, ricorre molto spesso in campo aeronautico, cerchiamo quindi di capire di cosa si tratta. Secondo la definizione fornita dall'ENAC (Ente Nazionale per l'Aviazione Civile) all'interno dei suoi regolamenti tecnici, l'aeronavigabilità di un aeromobile o di una sua parte rappresenta il possesso di determinati requisiti necessari per volare, mantenendo un adeguato livello di sicurezza e rispettando i limiti imposti dalle direttive; da questa definizione è possibile individuare degli elementi chiave che andremo a discutere di seguito [2].
Si nota immediatamente come sia fondamentale il concetto di 'sicurezza', o 'safety', ovvero l'assenza di condizioni che possano essere pericolose per la vita dei passeggeri e dell'equipaggio, o che possano determinare danni importanti all'ambiente, in relazione alle operazioni di volo. Il velivolo deve quindi rispondere a determinati requisiti per volare in condizioni di sicurezza. L'obiettivo è quello di promuovere la

sicurezza eliminando o mitigando tutte quelle condizioni che rappresentano un pericolo per i passeggeri e l'equipaggio. Per fare ciò vengono emanate, nei diversi paesi, da diverse autorità competenti, delle norme specifiche e queste regole vengono poi divulgate attraverso la pubblicazione di determinati documenti, definiti "airworthiness standards", dove vengono definiti una serie di requisiti tecnici da dovere rispettare. Vengono infatti definiti dei criteri di progetto che tengono conto della resistenza della struttura alle sollecitazioni, del fenomeno della fatica, dei fenomeni aeroelastici, delle prove di volo e di altre operazioni. Gli standards variano a seconda della categoria di velivoli considerata, perchè, chiaramente, un ultraleggero verrà progettato in modo diverso rispetto ad un velivolo da trasporto di grosse dimensioni e di conseguenza presenterà regole diverse a cui dovrà rispondere.Gli standard vengono costantemente aggiornati con l'obiettivo di ridurre sempre di più i rischi di failure ed incidenti, cercando in questo modo di accompagnare di pari passo il progresso nel campo aeronautico.
Un altro aspetto molto importante viene rappresentato dai limiti entro cui può operare un velivolo. Un velivolo non può operare in un infinito campo di velocità ma deve rispettare le caratteristiche per cui è stato progettato, rientrando all'interno di un certo inviluppo di volo, che limita appunto le velocità e i fattori di carico ammissibili. Inoltre è necessario considerare il peso massimo per cui è stato progettato il velivolo, per il quale potrà effettuare determinate operazioni, perchè chiaramente un ultraleggero presenterà caratteristiche diverse da un aereo di linea e così via. Il superamento dei limiti operativi rappresenta quindi una delle principali cause di incidente: ad esempio effettuare delle manovre acrobatiche con un velivolo che non è stato progettato

per tali operazioni e superare i limiti di velocità imposti da progetto possono portare a situazioni potenzialmente pericolose ed il rispetto delle limitazioni diventa un fattore molto importante, da tenere sempre in considerazione. Vedremo quindi di seguito quali sono gli enti che si occupano di definire questi limiti e le norme che ruotano attorno ad essi.

2.2 L'ICAO

L'Organizzazione internazionale dell'Aviazione Civile, meglio nota come ICAO, nasce ufficialmente il 4 Aprile del 1947, come ente delle Nazioni Unite. Questo organismo nasce con l'obiettivo di sviluppare i principi e le tecniche di navigazione aerea e di favorire i rapporti internazionali, promuovendo la crescita del trasporto aereo, in modo tale da assicurare un adeguato livello di sicurezza e di permettere la crescita dell'aviazione civile in tutto il mondo. Questa operazione di sviluppo viene svolta incoraggiando la creazione di diverse aerovie ed aeroporti, con strutture all'avanguardia, adatte alla navigazione aerea. Non meno importanti risultano le esigenze dei passeggeri, i quali rappresentano l'elemento fondamentale per permettere la crescita dell'aviazione civile. Sin dalla sua nascita, l'ICAO ha sviluppato, come obiettivo primario, la standardizzazione dei principi e delle regole della navigazione aerea attraverso la creazione e l'adozione di 18 *Annessi* (19 nel 2013) [3], ovvero degli emendamenti identificati come "*International Standards*" e "*Reccomended Practices*". Gli standards rappresentano delle regole che gli stati membri dell'ICAO concordano di seguire, mentre le reccomended practices, come dice il nome

stesso, sono invece delle raccomandazioni desiderabili ma non necessariamente obbligatorie. Quindi gli standards sono delle specifiche la cui applicazione viene considerata necessaria, mentre le recommended practices sono sempre delle specifiche, ma non sono essenziali per garantire la sicurezza e regolarità della navigazione aerea internazionale. Sulla base dell'accordo di Chicago (1944), gli Stati membri si impegnano a raggiungere un elevato grado di uniformità nei regolamenti, realizzando procedure che portino a migliorare la sicurezza aerea, e a sviluppare delle norme non necessariamente uguali a quanto contenuto negli Annessi, ma con la stessa linea teorica alla base. Di seguito vengono presentati gli Annessi con i relativi titoli e descrizioni [2]:

Annessi ICAO

Numerazione	Titolo	Descrizione
1	Personnel Licencing	Indica i requisiti necessari ad ottenere la licenza dell'equipaggio di bordo, dei controllori del traffico aereo, e del personale di manutenzione.
2	Rules of the Air	Contiene le regole relative al volo a vista e strumentale.
3	Metereological Service for International Air Navigation	Garantisce servizi meteorologici per la navigazione aerea internazionale e registra osservazioni meterologiche ottenute direttamente dai velivoli.
4	Aeronautical Charts	Fornisce specifiche per le carte aeronautiche utilizzate dall'aviazione internazionale.
5	Units of Measurement to be used in Air and Ground Operations	Fornisce una lista dei sistemi di misura dimensionali che devono essere utilizzati nelle operazioni aeree e di terra.
6	Operation of Aircraft	Fornisce una lista di requisiti necessari ad assicurare un livello di sicurezza sopra un certo valore minimo prescritto. Si divide in: part I, International Air Transport Aeroplanes; part II, International General Aviation- Aeroplanes; part III, International Operations-Helicopters.

Annessi ICAO

Numerazione	Titolo	Descrizione
7	Aircraft Nationality and Registration Marks	Specifica delle procedure uniformi per la registrazione e l'identificazione del velivolo.
8	Airworthiness of Aircraft	Fornisce procedure uniformi per la certificazione e l'ispezione del velivolo.
9	Facilitation	Fornisce informazioni riguardo la semplificazione dei rapporti tra i diversi paesi.
10	Aeronautical Telecommunications	Si compone di 5 parti: volume I, Radio Navigation Aids; volume II, Communication Procedures including those with PANS status; volume III, Communication Systems; volume IV, Surveillance Radar and Collision Avoidance Systems; volume V, Aeronautical Radio Frequency Spectrum Utilization In questo annesso viene presentata una standardizzazione dei sistemi, dell'equipaggiamento e delle procedure di comunicazione.
11	Air Traffic Services	Fornisce informazioni sulla formazione e sulle operazioni dell'air traffic control (ATC), sui servizi che forniscono informazioni di volo e di allerta.
12	Search and Rescue	Fornisce informazioni sull'organizzazione e sulle operazioni delle strutture e dei servizi necessari alle operazioni di ricarca e salvataggio.
13	Aircraft Accident and Incident Investigation	Fornisce un linguaggio uniforme nel notificare, investigare e fornire rapporti sugli incidenti aerei.

Annessi ICAO

Numerazione	Titolo	Descrizione
14	Aerodromes	Contiene specifiche per il progetto e l'equipaggiamento degli aerodromi. Si compone di due parti: volume I, Aerodrome Design and Operations; volume II, Heliports
15	Aeronautical Information Services	Presenta i metodi per la raccolta e la divulgazione delle informazioni aeronautiche necessarie per le operazioni in volo.
16	Environmental Protection	Volume 1: contiene specifiche per la certificazione del velivolo in merito all'inquinamento acustico, per il monitoraggio del rumore e per la pianificazione dell'utilizzo del territorio per gli atterraggi in merito alla sua esposizione al rumore. Volume 2: fornisce requisiti per le emissioni del motore del velivolo.
17	Security	Specifica le misure di sicurezza contro le azioni illecite.
18	The Safe Transport of Dangerous Goods by Air	Fornisce i requisiti necessari ad assicurare che i materiali pericolosi siano trasportati in totale sicurezza, fornendo contemporaneamente un livello di sicurezza adeguato al velivolo e ai suoi passeggeri.
19	Safety Management	Definisce le responsabilità nella gestione della sicurezza e si applica alle funzioni di gestione in sicurezza delle operazioni dei velivoli.

Gli Annessi vengono costantemente aggiornati, di pari passo con lo sviluppo tecnologico in campo aeronautico (da notare infatti come la nascita dell'ultimo Annesso, il numero 19, risalga al 2013). Tra quelli presentati risulta particolarmente interessante, a livello di contenuti per lo sviluppo di questa tesi, l'Annesso 8. Esso contiene infatti gli standards necessari a definire un livello di sicurezza adeguato, per ottenere il type certificate del velivolo; fornisce quindi una base teorica per il riconoscimento internazionale del certificato di aeronavigabilità del velivolo negli stati membri dell'ICAO. Ogni paese è libero di creare le proprie regole di navigazione e gli è consentito inoltre di utilizzare o adottare gli standards emessi da uno degli altri membri, fermo restando che devono rispettare un certo livello di sicurezza.
Per ottenere la certificazione di un velivolo, in modo tale che venga riconosciuto a livello internazionale, vengono elaborati da diverse autorità, quali le Joint Aviation Authorities (JAA, oggi esistenti come organismo di addestramento), la Federal Aviation Administration (FAA), e l'European Aviation Safety Agency (EASA), degli standards sull'aeronavigabilità in accordo con gli Annessi dell'ICAO. Esistono inoltre delle società, quali l'ASTM International che vedremo in dettaglio successivamente, che si occupano di realizzare standard tecnici per la certificazione di parti o prodotti aeronautici. Il certificato di aeronavigabilità per gli aeromobili civili, come detto, deriva dall'Annesso 8 dell'ICAO; ogni stato membro stabilisce il proprio quadro giuridico per attuare gli standard concordati a livello internazionale, dimostrando di possedere un'adeguata conformità ai requisiti sull'aeronavigabilità internazionali e di potere operare in condizioni di totale

sicurezza, secondo quanto stabilito dall'ICAO. Agli Stati membri vengono fornite le linee guida per la stesura del proprio codice nazionale sull'aeronavigabilità, con un determinato livello di uniformità per ottenere testi simili, nell'*Airworthiness Manual* [4].
Quindi in ogni paese vengono pubblicate le procedure chiave per ottenere la certificazione di un prodotto o di una parte aeronautica, con però una certa flessibilità nella definizione delle specifiche proprie della regione in cui vengono applicate. Nell'Unione Europea, queste procedure sono contenute nell'allegato I del Regolamento CE 748/2012 - Part 21 [5], mentre negli Stati Uniti rientrano nella FAR Part 21 (2017) [6].
Nella pratica il processo di certificazione si basa direttamente sugli standards emessi dalle diverse autorità, piuttosto che su quelli emessi dall'ICAO. Le suddette autorità hanno il compito di fornire i requisiti e le procedure necessarie a regolare la vita operativa di un velivolo, fornendo le informazioni necessarie, attraverso la pubblicazione di regolamenti tecnici e standards, e di omologare i prodotti aeronautici mediante l'emissione di certificati, una volta verificata la corretta rispondenza a determinati requisiti.

2.3 The Joint Aviation Authorities

Le JAA nascono nel 1970 (alla nascita Joint Airworthiness Authorities) come un organismo associato alla European Civil Aviation Conference (ECAC) per rappresentare l'autorità di regolamentazione dell'aviazione civile in Europa, dove alcuni paesi si riunirono per collaborare nello sviluppo e nell'applicazione di standards e procedure tecniche

comuni, con l'obiettivo di raggiungere un elevato livello di sicurezza, andando ad armonizzare i regolamenti europei con quelli emessi negli Stati Uniti. Di seguito vengono riportati gli obiettivi primari di questi organismi [7]:

- **Sicurezza aerea**: l'obiettivo primario è quello di assicurare il raggiungimento di un elevato livello di sicurezza.
- **Collaborazione con l'EASA**: la collaborazione riguarda essenzialmente le funzioni e gli obiettivi concordati all'interno di un programma, che coinvolge anche i paesi membri delle JAA, ma non dell'EASA, con l'obiettivo di costruire un'unità europea nei regolamenti ed il riconoscimento dei diversi certificati ottenuti all'interno dei diversi organismi.
- **Consolidamento degli standards comuni**: un obiettivo che garantisce uniformità nell'applicazione dei standards tra gli stati membri e una regolare revisione degli stessi.
- **Cooperazione internazionale**: per garantire un efficace livello di sicurezza è necessaria la collaborazione tra le diverse organizzazioni regionali o tra le diverse autorità nazionali, per incoraggiare l'adozione di standards armonizzati tra i vari Stati.

L'attività di questa organizzazione è stata molto limitata, questo perchè le JAA non possedevano lo status legale di un'autorità, con le dirette conseguenze che ciò comporta. Ad esempio, le JAA non avevano il potere di emettere certificati; potevano semplicemente raccomandare la realizzazione di tali certificati alle autorità nazionali. Per lo

stesso motivo non potevano imporre regole o procedure, bensì potevano unicamente raccomandarne l'applicazione. Per tali motivi questo organismo ha lasciato spazio all'EASA, fornendo comunque una base importante allo sviluppo futuro dell'agenzia Europea. Le JAA nel 2009 sono state dismesse ed è rimasto unicamente l'organismo di addestramento, sotto il nome di JAA TO (Training Organisation).

2.4 European Aviation Safety Agency

L'EASA, l'agenzia responsabile del controllo e della sicurezza dell'aviazione civile in Europa, nasce il 15 Luglio 2002, ma non sarà attiva prima del 28 Settembre 2003. E' un'organizzazione che svolge le proprie funzioni in rappresentanza degli stati membri e si occupa di varie attività; di seguito vengono presentate le principali [8]:

- Redige tutta la legislazione inerente la sicurezza aerea e fornisce informazioni tecniche alla agli Stati Membri dell'Agenzia;
- Realizza programmi di ispezione e di addestramento per assicurare l'applicazione delle direttive in tutti gli stati membri con l'obiettivo di raggiungere un adeguato livello di sicurezza;
- Realizza certificati di tipo dei velivoli o di parti di velivoli, in termini di rispetto della sicurezza e dell'ambiente in cui vanno ad operare;
- Fornisce l'approvazione alle organizzazioni di progettazione aeronautica presenti in tutto il mondo e alle aziende di produzione e di manutenzione;

- Certifica le aziende e l'organico necessario alle operazioni aeree;
- Certifica gli organismi di gestione del traffico aereo (Air Traffic Management) e dei servizi di navigazione aerea (Air Navigation Services);
- Certifica e sorveglia gli organi di addestramento ATC;
- Fornisce l'autorizzazione agli operatori di paesi terzi, non facenti parte dell'Unione Europea;
- Coordina il programma della Comunità Europea, valuta la sicurezza di velivoli stranieri all'interno degli aeroporti della Comunità;
- Raccoglie, analizza e ricerca dati per migliorare la sicurezza aerea.

Per quanto riguarda invece il rapporto dell'Agenzia con le altre autorità aeronautiche, si considera che organizzazioni internazionali quali JAA, EUROCONTROL, e ICAO collaborano insieme all'EASA per promuovere gli standards internazionali creando una linea comune di armonizzazione delle norme aeronautiche. L'EASA ha sviluppato relazioni con organizzazioni in tutto il mondo attraverso *accordi bilaterali*. Questi accordi hanno l'obiettivo di promuovere la sicurezza e di incoraggiare la collaborazione e l'assistenza a livello internazionale.
Oggi, l'EASA raccoglie le funzioni e le responsabilità della JAA nel panorama europeo (all'interno della JAA confluivano anche paesi extraeuropei) e agisce come singola autorità: ad esempio, una volta che un aeromobile è stato omologato dall'EASA, questo tipo di certificato è valido per tutti gli Stati membri, senza che sia necessario il rilascio del certificato di omologazione a livello nazionale.

2.5 Ente Nazionale per l'Aviazione Civile

Figura 2.1: Schema suddivisione livelli di autorità

L'ENAC è l'autorità aeronautica nazionale presente in Italia. Essa nasce nel 1997 con un decreto legislativo che centralizza tutte le funzioni di carattere aeronautico, facenti prima capo al Registro Aeronautico Italiano (RAI, ente pubblico che gestiva la navigazione aerea in Italia e regolava i certificati di immatricolazione degli aeromobili civili), in un unico organismo, l'ENAC per l'appunto. L'obiettivo primario di questo ente è quello di gestire e di regolare la navigazione aerea in Italia, pubblicando periodicamente regolamenti e circolari in linea con quanto dettato dall'EASA. Le funzioni svolte dall'ENAC vengono riassunte nell'articolo 687 del Codice della Navigazione, che recita [9]:

"L'Ente nazionale per l'aviazione civile (ENAC), nel rispetto dei poteri di indirizzo del Ministro delle infrastrutture e dei trasporti, nonche' fatte salve le competenze specifiche degli altri enti aeronautici, agisce come unica autorità di regolazione tecnica, certificazione, vigilanza e controllo nel settore dell'aviazione civile, mediante le proprie strutture centrali e periferiche, e cura la presenza e l'applicazione di sistemi di qualità aeronautica rispondenti ai regolamenti comunitari."

Tale dichiarazione è stata negli anni modificata, considerata anche la sempre più forte centralizzazione delle funzioni in un'unica autorità europea, l'EASA. L'ENAC si propone dunque di collaborare con le diverse organizzazioni aeronautiche al fine di applicare le direttive e gli standards a livello regionale/nazionale. Un compito fondamentale di questa autorità risulta essere quello di emettere i certificati di omologazione per i prodotti aeronautici in Italia.

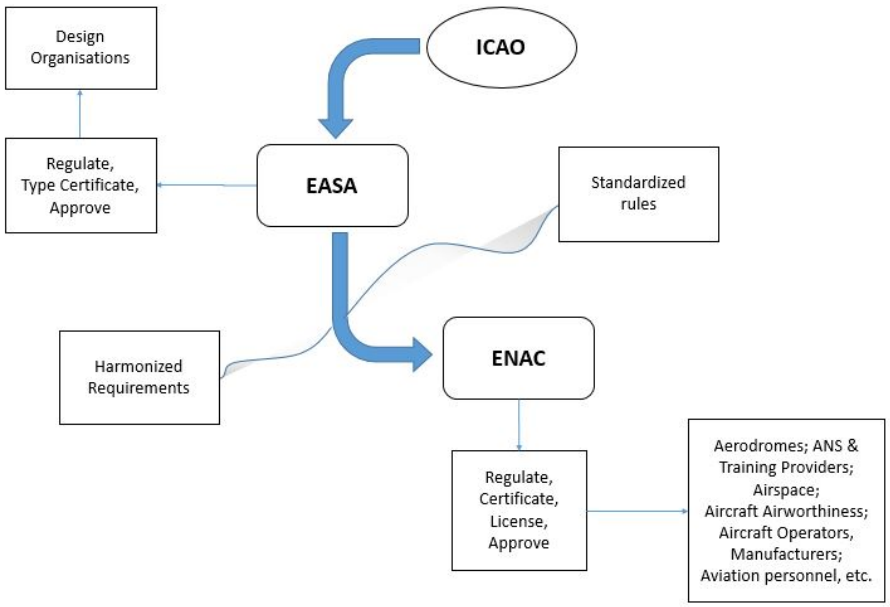


Figura 2.2: Schema illustrativo delle funzioni svolte dalle autorità

2.6 The Federal Aviation Administration

Negli Stati Uniti il momento chiave che portò alla definizione della regolamentazione dell'aviazione civile, fu il 20 Maggio 1926, quando il Congresso Americano approvò l'Air Commerce Act, decreto che poneva in mani federali la responsabilità della promozione del commercio aereo, della creazione di nuove rotte e della messa in atto delle regole della sicurezza aerea. La FAA nasce però solamente nel 1958 (come Federal Aviation Agency, solo successivamente prenderà il nome di Federal Aviation Administration) quando viene approvato dal Congresso il Federal Aviation Act, il quale sancisce il trasferimento di tutte le funzioni che prima appartenevano alla CAA (Civil Aeronautics Administration), da essa stessa ad un nuovo organismo federale, la FAA per l'appunto. Questo decreto conferì in questo modo alla FAA l'autorità e la responsabilità dello sviluppo e del conseguente mantenimento del sistema di navigazione aerea civile e militare.
Vediamo ora quali sono le attività svolte dalla FAA. Come presentato sul sito ufficiale della FAA, questo organismo si occupa di garantire, all'interno dell'aviazione civile, un elevato livello di sicurezza. Inoltre l'FAA emette ed applica le norme e gli standard inerenti la produzione, il funzionamento e la manutenzione degli aeromobili, con l'obiettivo di garantire la safety; sviluppa le regole del traffico aereo, assegna l'uso dello spazio aereo e controlla il traffico aereo, considerato che proprio l'uso sicuro ed efficiente dello spazio aereo è uno degli obiettivi principali dell'amministrazione; per quanto riguarda i rapporti internazionali, in parallelo a quanto avviene nell'EASA, la FAA negozia accordi bilaterali sulla sicurezza aerea con diverse autorità,

con le "Implementation Procedures for Airworthiness" (Procedure di attuazione per l'aeronavigabilità) [2], per consentire e facilitare la certificazione reciproca dei prodotti aeronautici gestiti tra gli Stati Uniti e i diversi paesi dell'accordo, nonché per promuovere la collaborazione tecnica durante le fasi operative e di sviluppo delll'aeromobile.

2.7 Direttive e standards

Come introdotto nei paragrafi precedenti, i diversi organismi presenti nel settore aeronautico formalizzano i propri requisiti tecnici attraverso l'emissione di *standards* tecnici. Vediamo ora la terminologia utilizzata dalle diverse autorità per definire i propri regolamenti: abbiamo i "*certification standards*" nella terminologia EASA e gli "*airworthiness standards*" in quella utilizzata dalla FAA [2].
I primi documenti, inerenti la standardizzazione delle regole della navigazione aerea, furono emessi negli anni '70 con le JARs (Joint Aviation Requirements). All'epoca era infatti presente un variegato sistema di standards nazionali: la FAA negli Stati Uniti aveva sviluppato le FARs, Federal Aviation Regulations, nel Regno Unito, dove esisteva la CAA, Civil Aviation Authority, erano state emesse le British Civil Air Regulations, in Francia la Direction Générale de l'Aviation Civile aveva le sue Régles AIR, in Italia c'era il Codice della Navigazione e così via negli altri paesi europei. Questa situazione, chiaramente, determinò molte difficoltà in merito all'esportazione di velivoli in paesi diversi da quello di produzione. Nacque quindi la necessità di avere una regolamentazione comune che gestisse la navigazione aerea: è il 1 Gennaio 1992, le JARs diventano parte integrante dei regolamenti

emessi dalla Comunità Europea, andando così ad assumere un ruolo determinante di centralizzazione dell'attività aerea. Al momento le direttive EASA e le FARs sono le più utilizzate nella pratica.
E' importante ricordare che, secondo quanto descritto nell'Annesso 8, i diversi Stati hanno il diritto e la libertà di creare i propri standards nazionali ma il livello di sicurezza richiesto ad una direttiva nazionale deve rispettare le disposizioni generali fornite dall'ICAO.

2.7.1 Federal Aviation Regulations

Gli odierni regolamenti, *Federal Aviation Regulations*, emanati dalla FAA fanno parte del *Title* 14 del *Code of Federal Regulations* (14 CFR). Si tratta di diversi regolamenti organizzati in 3 volumi sotto il Title 14, Aeronautics and Space (il quarto e quinto volume si occupano rispettivamente del Dipartimento dei Trasporti e della NASA). Le FARs sono organizzate in sezioni chiamate *Parts* (parti), ognuna delle quali tratta argomenti diversi: ad esempio nel nostro caso, se il velivolo dovesse essere certificato negli Stati Uniti, sarebbe necessario consultare la FAR *Part* 21, sezione che tratta le procedure di certificazione dei prodotti aeronautici.

FAR 21

La FAR 21 contiene regole standardizzate, utilizzate negli Stati Uniti, per la definizione delle procedure di certificazione di parti e prodotti aeronautici [6]. In particolare vengono specificate tutte le procedure necessarie per ottenere l'approvazione (type certificate) del progetto di un velivolo o di una sua parte e della conseguente produzione dello stesso; quindi il conseguimento del certificato di aeronavigabilità. I

certificati di aeronavigabilità vengono applicati, secondo quanto definito nella FAR 21.175 [10], ai velivoli delle categorie normal, utility, acrobatic, commuter, velivoli da trasporto, aerostati con pilota a bordo. Sempre in questa sezione sono presenti riferimenti ai certificati di aeronavigabilità cosiddetti speciali, in merito ai velivoli leggeri che presentano limitazioni di peso, ovvero i light-sport aircraft (gli ultraleggeri di cui fa parte il nostro velivolo).

Advisory Circulars

Dal momento che un regolamento può essere interpretato in modi diversi, la FAA pubblica delle cosiddette *Advisory Circulars* (ACs), ovvero delle circolari consultive che possono fornire delle linee guida specifiche con un'interpretazione unica, standardizzata, in particolare quando i regolamenti o i requisiti risultano essere vaghi o poco chiari. Le ACs hanno un carattere informativo e non costituiscono un elemento rigido e vincolante. Queste pubblicazioni rappresentano uno strumento accettabile, ma non l'unico applicabile per realizzare o dimostrare la conformità con le norme di aeronavigabilità imposte dai regolamenti FAA. In questo senso è possibile applicare altri mezzi, dimostrandone l'uniformità e la validità davanti all'autorità competente, in questo caso l'FAA.

2.7.2 Regolamenti EASA

Alla base delle direttive europee è presente la struttura dei Basic Regulations, cerchiamo quindi di capire di cosa si tratta.

The Basic Regulation

I *Basic Regulations* (regolamenti basici) sono delle pubblicazioni che stabiliscono specifiche uniformi ed essenziali per determinare un elevato livello di sicurezza in campo aeronautico ed assegnano determinate responsabilità alle autorità interessate in base al processo considerato (normalmente le funzioni vengono assegnate all'EASA in campo europeo e all'ENAC in campo italiano). Essi richiedono, quindi, che vengano adottate delle regole necessarie per assicurare la loro regolare applicazione. In questo contesto l'EASA ha il compito di assistere la Commissione Europea nello sviluppo di tali regole. Vediamo quindi come si sono evoluti tali documenti nel tempo, evidenziando i principali contenuti di ognuno di essi come descritto da F.D.Florio [2].
Il 15 Luglio 2002 viene emanato il Regolamento (EC) 1592/2002 [11], dove si specificano le funzioni dell'EASA (nata proprio da questo regolamento): essa si prende il compito di approvare lo sviluppo dei prodotti e delle parti progettati e utilizzati all'interno del campo giuridico europeo, ad eccezione degli elementi esclusi dall'Allegato II, presente al suo interno, che esclude tutti quei prodotti impegnati in operazioni militari e simili [2]. Il Regolamento fornisce quindi, secondo i principi propri dell'EASA, i "*requisiti necessari*" a regolare l'aeronavigabilità.
Il 24 Settembre 2003 la Commissione Europea ha emanato il Regolamento (EC) 1702/2003 [12], il quale tratta i processi di certificazione dei prodotti aeronautici e delle imprese di produzione e progettazione. L'allegato a tale regolamento, la *Part 21*, stabilisce i requisiti e le procedure necessarie ad ottenere la certificazione dell'aeromobile, dei prodotti e delle parti proprie del mondo aeronautico. Sempre nella

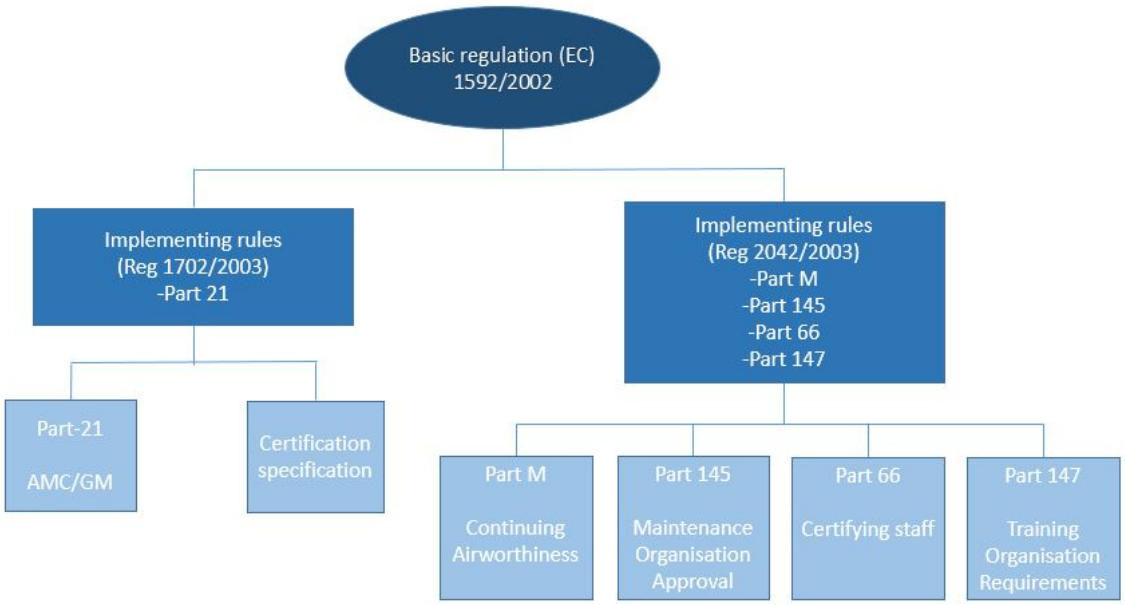
1702/2003 vengono introdotte le "*Certifications Specifications*" (Specifiche di Certificazione o CS) per garantire l'applicazione uniforme delle norme comuni. Il successivo Regolamento (EC) 2042/2003 [13] stabilisce le caratteristiche tecniche standard e le operazioni necessarie ad assicurare la continua validità del certificato di aeronavigabilità del velivolo, fornendo inoltre l'approvazione agli organismi ed al personale coinvolto in queste procedure (*Allegato I Part M, Allegato II Part 145, Allegato III Part 66, Allegato IV Part 147*). Esso contiene quattro Parti che riguardano:

- Parte M: il mantenimento in stato di aeronavigabilità dei prodotti aeronautici

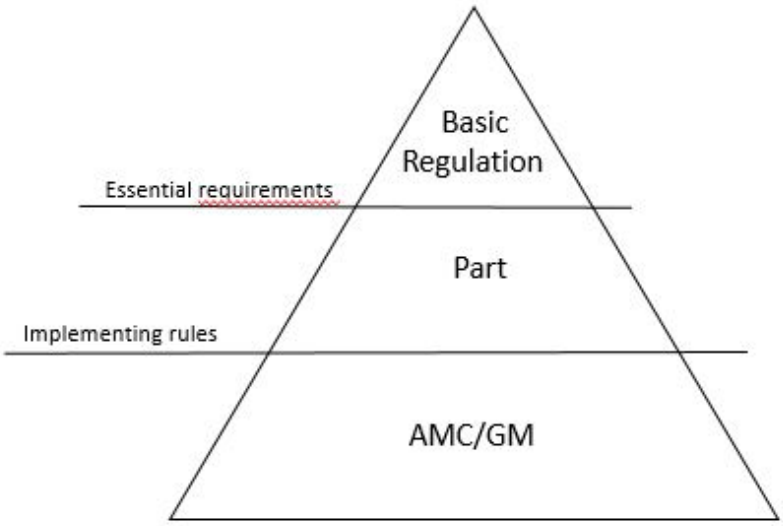
- Parte 145: la certificazione delle imprese che effettuano manutenzione

- Parte 66: il rilascio delle licenze di manutentore aeronautico

- Parte 147: la certificazione delle scuole che effettuano l'addestramento tecnico del personale di manutenzione



I due regolamenti, il 1702/2003 e il 2042/2003, contengono le cosiddette "Implementation Rules" (regole di implementazione) e sono costituiti da un insieme di articoli e da uno o più documenti chiamati Parts (parti), dove vengono definiti il campo di applicazione di tali documenti ed il periodo di tempo necessario al superamento della normativa vigente all'epoca (JAR). Le Parts sono suddivise in due sezioni principali ed illustrano rispettivamente i requisiti che devono essere soddisfatti dai soggetti aeronautici (sezione A) e le procedure che devono essere seguite dalle autorità competenti (sezione B). Inoltre per ognuno di questi documenti vengono pubblicati separatamente, sotto forma di "Decisions" (Decisioni), notizie esplicative di carattere informativo, che vengono chiamate "Acceptable Means of Compliance" (metodi accettabili di rispondenza o AMC) e "Guidance Materials" (materiali guida o GM) [2].



Il 2008 segna l'anno della svolta, poichè i regolamenti vengono estesi anche all'equipaggio di bordo e agli operatori di paesi esteri. Il Regolamento 1592/2002 venne rinnovato infatti il 20 Febbraio 2008 con l'introduzione del Regolamento (EC) 216/2008. Vediamo dunque un passaggio dell'introduzione del Regolamento [14]:

> *"1. This Regulation shall apply to: (a) the design, production, maintenance, and operation of aeronautical products, parts, and appliances, as well as personnel and organisations involved in the design, production, and maintenance of such products, parts, and appliances; (b) personnel and organisations involved in the operation of aircraft. 2. This Regulation shall not apply when products, parts, appliances, personnel and organisations referred to in paragraph 1 are engaged in military, customs, police, or similar services. The Member States shall undertake to ensure that such services have due regard as far as practicable to the objective of this Regulation."*

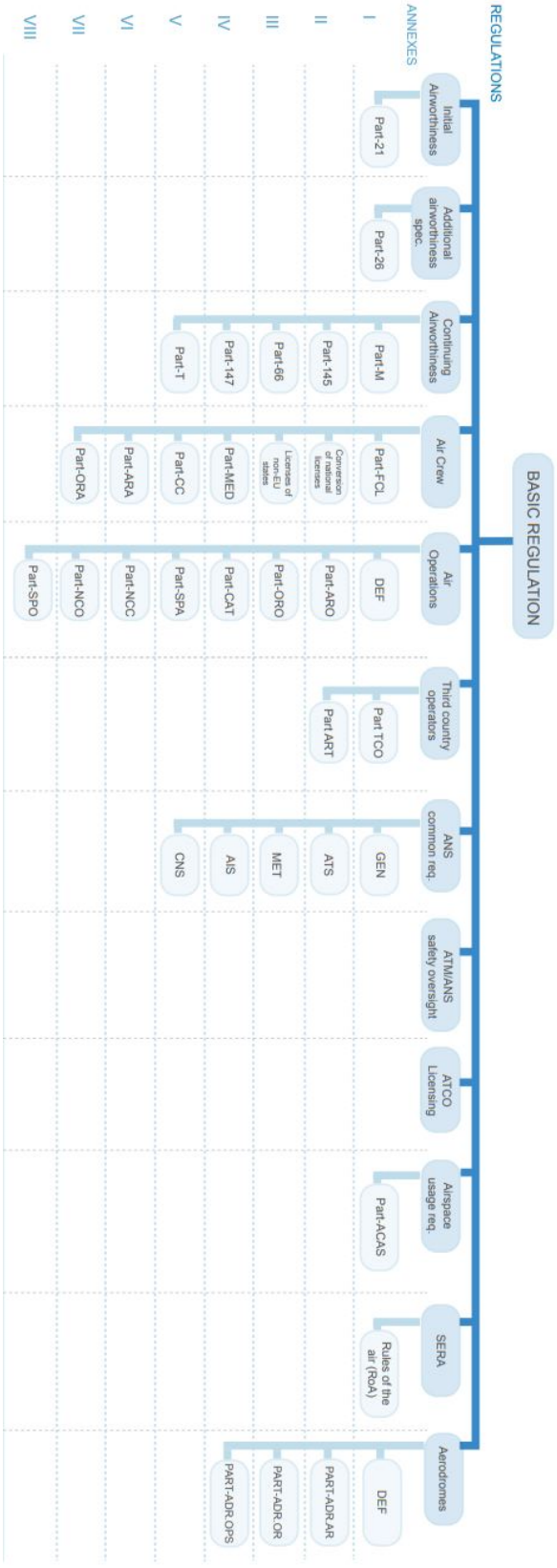
Quindi, questo Regolamento si rivolge: al progetto, alla produzione, alla manutenzione e alle varie operazioni necessarie ad un prodotto aeronautico, e a tutto il personale coinvolto in queste operazioni. Il Regolamento mantiene il suo carattere civile e non considera prodotti impegnati in operazioni militari e simili; inoltre stabilisce dei requisiti essenziali anche per quanto riguarda la formazione dei piloti, le operazioni aeree ed i velivoli utilizzati da operatori provenienti da paesi esteri.

Il regolamento (CE) n. 1108/2009 del Parlamento europeo e del Consiglio ha ulteriormente esteso le responsabilità dell'Agenzia (21 ottobre 2009). Le disposizioni di tale regolamento garantiscono norme precise, uniformi e vincolanti e requisiti essenziali per le operazioni e gli operatori stessi aeroportuali, la gestione del traffico aereo e la fornitura dei servizi di navigazione aerea.

Il Regolamento (EU) 748/2012 [15] del 3 Agosto 2012 presenta alcune modifiche alla Part 21 e fornisce aggiornamenti sulle procedure di certificazione dei prodotti aeronautici.

La successiva revisione, il Regolamento (EU) 965/2012, stabilisce i requisiti tecnici e le procedure amministrative relativi alle operazioni aeree, in conformità con quanto già espresso nel Regolamento (EC) 216/2008 del Parlamento Europeo. Il Regolamento (EU) 800/2013 [16] del 14 Agosto 2013 si presenta come una rettifica del precedente, con aggiornamenti delle specifiche tecniche. Nel Regolamento (EU) 1321/2014 [17] del 26 Novembre 2014 si va ad agire sulle regole di continuità del certificato di aeronavigabilità del velivolo, dei relativi prodotti e del personale coinvolto in queste operazioni, modificando le *Part M, 145, 66, 147*.

Il Regolamento (UE) 2016/4 [18] della Commissione, del 5 gennaio 2016, modifica il regolamento (CE) n. 216/2008 del Parlamento europeo e del Consiglio, focalizzando maggiormente l'attenzione sulla gestione e protezione dell'ambiente. Di recente, precisamente il 14 Agosto 2018, sono state introdotte delle modifiche al regolamento, per quanto riguarda il mantenimento del certificato di aeronavigabilità, ed è stato pubblicato quindi il Regolamento (UE) 2018/1139 [19], che introduce un nuovo sistema di licenze di manutenzione applicabile all'aviazione generale e, come vedremo più avanti, per quanto riguarda il campo degli ultraleggeri fornisce all'autorita nazionale la possibilità di gestire gli aeroplani fino ai 600 kg, quindi la classe degli lsa, portando così ad un'inversione di tendenza nel senso di maggior responsabilizzazione dell'auotorità nazionale. Di seguito una panoramica degli elementi che caratterizzano le Basic Regulations con uno schema aggiornato al 2018, ottenuto direttamente dal sito dell'EASA:


REGULATIONS
BASIC REGULATION
ANNEXES
I
II
III
IV
V
VI
VII
VIII
Initial Airworthiness
Part-21
Additional airworthiness spec.
Part-26
Continuing Airworthiness
Part-M
Part-145
Part-66
Part-147
Part-T
Air Crew
Part-FCL
Conversion of national licenses
Licenses of non-EU states
Part-MED
Part-CC
Part-ARA
Part-ORA
Air Operations
DEF
Part-ARO
Part-ORO
Part-CAT
Part-SPA
Part-NCC
Part-NCO
Part-SPO
Third country operators
Part TCO
Part ART
ANS common req.
GEN
ATS
MET
AIS
CNS
ATM/ANS safety oversight
ATCO Licensing
Airspace usage req.
Part-ACAS
SERA
Rules of the air (RoA)
Aerodromes
DEF
PART-ADR.AR
PART-ADR.OR
PART-ADR.OPS

Abbiamo visto che alla base delle direttive europee è presente la struttura dei Basic Regulations, ma esistono altri livelli regolatori: abbiamo infatti le *Implementing Rules*, le regole di applicazione dei Regolamenti Base, adottate dalla Commissione Europea, e le *Soft Laws*, adottate dall'EASA [2]. Infatti i Basic regulations autorizzano l'EASA ad emanare tre diversi tipi di *soft law*: la *Certification Specification* (CS), gli *Acceptable Means of Compliance* (AMC), e il *Guidance Material* (GM). Nel tempo sono stati realizzati moltissimi standards differenziando i diversi velivoli per classe di appartenenza (aeromobili ad ala fissa, ad ala rotante, ecc.) e per categoria all'interno di una stessa classe, creando gruppi il più omogenei possibili: sono state quindi effettuate suddivisioni per peso, numero di passeggeri, ecc. Ad esempio le categorie di velivoli chiamati normal, utility, aerobatic, e commuter si ritrovano nella CS/FAR 23. Requisito essenziale e comune a tutte le categorie di velivoli resta quello della sicurezza, puntando sempre alla massimizzazione di questa caratteristica.

EASA Part 21

La definizione di *Part* 21 viene presentata nel Commission Regulation dell'EASA; di seguito viene presentato un estratto dell'articolo 1 del C.R. 748/2012 [15]:

> *"'Part 21' means the requirements and procedures for the certification of aircraft and related products, parts, and appliances, and of design and production organisations laid down in Annex I to this Regulation."*

Questa sezione viene rivolta alle autorità competenti degli Stati Membri dell'EASA, nel momento in cui si trovano a dover far fronte alla definizione, al mantenimento, alla sospensione o alla revoca dei certificati di aeronavigabilità, in riferimento a quanto stabilito nell'Allegato I. Le Part 21 forniscono indicazioni specifiche inerenti l'aeronavigabilità ed includono le procedure, note come Design Organization Approval (DOA) e Production Organization Approval (POA) [8], per l'approvazione degli organismi di progettazione (sottosezione J) e di produzione (sottosezione G); tali approvazioni sono un pre-requisito necessario per ottenere l'approvazione del prodotto.

Certification specifications

I principali codici tecnici da seguire, per la progettazione dei prodotti aeronautici e per la loro successiva certificazione, sono elencati di seguito come un elenco di specifiche di certificazione (certification specifications), affiancate dalle corrispettive *Parts* americane [21].

Specifiche EASA e FAA

EASA	Descrizione	FAA	Descrizione
CS-22	Sailplanes and powered sailplanes		
CS-23	Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Aeroplanes	Part 23	Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes

Specifiche EASA e FAA

EASA	Descrizione	FAA	Descrizione
CS-25	Large Aeroplanes	Part 25	Transport Category Airplanes
CS-27	Small Rotorcraft	Part 27	Normal Category Rotorcraft
CS-29	Large Rotorcraft	Part 29	Transport Category Rotorcraft
CS-31(GB) CS-31(HB)	(Gas Balloons) (Hot Air Balloons)	Part 31	Manned Free Baloons
CS-VLR	Very Light Rotorcraft		
CS-VLA	Very Light Aeroplanes		
CS-LSA	Light Sport Aeroplanes		
CS-E	Engines	Part 33	Aircraft Engines
CS-P	Propellers	Part 35	Propellers
CS-34	Aircraft Engine Emissions and Fuel Venting	Part 34	Fuel Venting and Exhaust Emission Requirements For Turbine Engine Powered Airplanes
CS-36	Aircraft Noise	Part 36	Noise Standards: Aircraft Type and Airworthiness Certification

Gli standard dell'EASA e della FAA sono presentati insieme poichè sono caratterizzati da una struttura comune intendendo creare una comunità normativa internazionale, armonizzata dal punto di vista normativo. Si notano quindi alcuni aspetti comuni, quali l'organizzazione in sottoparti e appendici, l'utilizzo dei medesimi argomenti inquadrati sotto gli stessi titoli e con numerazione identica, il tutto per rendere più semplice e comprensibile il linguaggio normativo tra i

diversi paesi.

Acceptable Means of Compliance

Gli *Acceptable Means of Compliance* (strumenti accettabili di conformità) sono degli standards non vincolanti, di natura non legislativa, che vengono adottati dall'EASA, per definire gli strumenti necessari a dimostrare la conformità con i Basic Regulations. Come detto, non sono vincolanti; è quindi possibile raggiungere la conformità utilizzando altri mezzi, dimostrando poi all'autorità competente la validità legale del risultato.

2.7.3 Type Certificate

Il certificato di omologazione (type certificate) di un velivolo o di una parte aeronautica rappresenta il documento che garantisce l'aeronavigabilità a quel determinato prodotto. Il processo di omologazione prevede varie fasi e richiede la verifica di rispondenza a determinati requisiti definiti dalla normativa in atto. Per ottenere il certificato è necessario innanzitutto fare domanda all'autorità competente seguendo un iter amministrativo ben preciso. Il richiedente deve quindi dimostrare di possedere le caratteristiche necessarie a ottenere il certificato e deve sottoporre il proprio progetto o il proprio prodotto ai requisiti di aeronavigabilità applicati a quel determinato caso. Una volta eseguite le dovute analisi e dopo aver dimostrato la conformità ai regolamenti vigenti, l'autorità nazionale emette il certificato che dichiara l'effettiva rispondenza ai requisiti di aeronavigabilità con il permesso al libero utilizzo del prodotto entro i limiti legali imposti dalle direttive.

2.8 I velivoli militari

Finora è stata presentata una panoramica delle normative e delle organizzazioni esistenti in campo civile. Vediamo brevemente come vengono regolati i velivoli militari. In Europa esiste un adattamento militare alle direttive EASA che prende il nome di EMAR. L'organismo autoritario in questo caso viene rappresentato dalla MAWA (Military Airworthiness Authorities), ente che fornisce i regolamenti e le specifiche necessarie al raggiungimento del certificato di aeronavigabilità. La nota interessante di questi regolamenti, gli EMARs, è che si presentano essenzialmente identici alle Parts dell'EASA, utilizzando lo stesso linguaggio e la stessa enumerazione tecnica e l'unica cosa che li differenzia viene proprio rappresentato dalla categoria aeronatica di interesse. Quindi la base dei regolamenti militari è puramente civile, con determinate aggiunte proprie del settore bellico. Per quanto riguardal modello americano, i criteri di certificazione dell'aeronavigabilità, in campo militare, vengono stabiliti dal Military Handbook MIL-HDBK-516B, manuale che fornisce standards procedurali e tecnici per la certificazione di tutti i velivoli manned e unmanned. In questo manuale è da notare il costante riferimento ai documenti emessi dalla FAA (FAR, ACs), i quali, sebbene vengano redatti specificatamente per i velivoli civili, forniscono dei criteri utili al raggiungimento dei requisiti di aeronavigabilità, anche in ambito militare (sebbene non siano necessariamente applicabili). Gli Handbooks vengono poi affiancati da diversi documenti di specifiche e standards, MIL-SPEC e MIL-STD, che forniscono una standardizzazione dei requisiti e delle procedure da seguire nell'ottica della certificazione.

In Italia è presente la Direzione degli Armamenti Aeronautici e per l'Aeronavigabilità (Armaereo), ente del ministero della difesa che certifica i prodotti militari.

Capitolo 3

I velivoli ultraleggeri

3.1 Il volo ultraleggero nel mondo

Non esiste una definizione unica e globale di che cosa sia un velivolo ultraleggero. L'ICAO fornisce una definizione generica, che viene sottoposta a diversi adattamenti negli Stati in cui viene utilizzata, e che viene presentata, nel 1996, nell'ICAO DOC 9626 [23], in questo modo [24]:

"Un aeromobile con MTOM non superiore a 454 kg (1000 lb), che non viene solitamente utilizzato per il trasporto pubblico, non ha più di due posti, ha una velocità di stallo V_s non superiore a 35 KCAS ed ha una massa massima al decollo non superiore a:

- 300 kg per un velivolo monoposto; o
- 330 kg per un anfibio o idrovolante, monoposto; o
- 495 kg per un anfibio o un idrovolante, a due posti, a condizione che un ultraleggero in grado di operare sia come idroplano che come velivolo di terra scenda al di sotto di entrambi i limiti MTOM,

a seconda dei casi.

- 450 kg per un velivolo, biposto."

Gli ultraleggeri rappresentano una categoria di velivoli caratterizzati da un peso ridotto e da un piccolo volume interno, con, di conseguenza, pochi posti disponibili a bordo. Essi vengono utilizzati in attività da diporto e sono soggetti a specifica normativa. In Italia vengono indicati con il nome tecnico di Velivolo da Diporto Sportivo (VDS), oppure Ultra Leggero Motorizzato (ULM) o ancora, semplicemente, come Ultraleggeri. Questa panoramica di termini, presenti solo in Italia, ci fa capire quanto sia variegato il mondo degli utraleggeri.
Come detto vari adattamenti alla generica definizione data dall'ICAO sono in uso nei diversi Paesi. Di seguito alcuni esempi [24]:

1. Negli Stati Uniti, la definizione di velivolo ultraleggero fa riferimento a quanto stabilito dalla FAA, entro i termini del titolo 14 del CFR Part 103 e come descritto nel 103.1 "Ultralight Vehicles" [25]. Un velivolo per essere definito ultraleggero deve rispettare alcuni requisiti, quali:

    - "Essere usato o destinato ad essere utilizzato per operazioni con equipaggio costituito da un singolo occupante;
    - Essere utilizzato o destinato ad essere utilizzato solo per scopi ricreativi o sportivi;
    - Non avere alcun certificato di aeronavigabilità statunitense o straniero;

- Se alimentato, deve pesare meno di 254 lbs (115 kg) a vuoto, esclusi galleggianti e dispositivi di sicurezza che sono destinati all'implementazione in una situazione potenzialmente catastrofica, deve avere una capacità di carburante non superiore a 5 galloni americani (18.9 l), non deve raggiungere una velocità superiore a 55 KCAS, a piena potenza, in volo livellato ed ha una velocità di stallo di spegnimento che non deve superare i 24 KCAS;
- Se non alimentato, deve pesare meno di 155 lbs (70 kg) a vuoto, esclusi galleggianti e dispositivi di sicurezza che sono destinati all'impiego in una situazione potenzialmente catastrofica."

2. Sebbene i limiti di velocità e di peso operativo di questa tipologia di velivoli differiscano a seconda dei paesi considerati, in Europa la definizione di ultraleggero limita il suo peso al decollo a 450 kg per un velivolo biposto a 3 assi. Il limite sulla massima velocità di stallo invece è definito come 65 km/h.

3. Nel Regno Unito la definizione di ultraleggero passa per la CAA (Civil Aviation Authority) e si esprime come "un velivolo progettato per trasportare non più di due persone che ha una velocità di stallo, al massimo peso totale autorizzato (MTWA), che non supera i 35 KCAS o un carico alare, al MTWA, non superiore a 25 kg/m^2 " [24]. Per quanto riguarda il massimo peso al decollo applicabile, vengono considerati i seguenti dati [26]:

   - "300 kg per velivolo monoposto;

- 390 kg per velivolo monoposto per cui era in vigore un permesso di volo o un certificato di aeronavigabilità nel Regno Unito, prima del 1° gennaio 2003;
- 450 kg per un velivolo a due posti;
- 330 kg per un anfibio singolo o idrovolante;
- 495 kg per un anfibio a due posti o idrovolante."

Dopo questa breve introduzione sui velivoli ultraleggeri, segue una panoramica sulle normative vigenti in Europa, in merito alle classi esistenti nell'aviazione leggera. In particolare, verrà utilizzato un approccio top-down; si andranno cioè a specificare le classi partendo da quelle più pesanti dell'aviazione generale, definite nella CS 23, a quelle più leggere degli LSA e dei VDS, di cui fa anche parte il velivolo in esame, l'MA15, certificate dalle CS-LSA dell'EASA e in Italia, dal D.P.R 133.

3.2 EASA CS-23

Prendiamo ora in considerazione la Certification Specification dell'EASA, che identifica gli standards sull'aeronavigabilità dei velivoli appartenenti alle categorie *normal*, *utility, aerobatic e commuter*, ovvero la CS 23. Essa comprende le procedure di certificazione, secondo quanto definito all'interno del regolamento EASA, di tutti gli aeroplani delle categorie normal (Fig. 3.1), utility (Fig. 3.2), acrobatic (Fig. 3.3) con un numero di posti pari o minore di 9, con un peso massimo al decollo di 5670 kg e con una velocità di stallo massima di 61 kts; dei velivoli con un numero di posti pari o inferiore a 19 e con un peso massimo

Figura 3.1: Pilatus PC12 NG

Figura 3.2: Evektor EV-55 Outback

Figura 3.3: Extra 330 LT

Figura 3.4: Pilatus PC 24

certificato al decollo di 8618 kg (19000 lb) o meno, definiti commuter [27] (Fig. 3.4).

La CS 23 si è adattata, negli anni, alle diverse categorie di velivoli che la componevano, assicurando strumenti di conformità diversi a seconda della tipologia considerata. L'evoluzione normativa attuata ha portato recentemente alla pubblicazione dell'emendamento 5 [28]. In questo regolamento si possono individuare 4 livelli di velivoli definiti, in base al numero di passeggeri a bordo, nel seguente modo [29]:

- Livello 1: aeroplani con una configurazione di posti a sedere compresa tra 0 e 1;
- Livello 2: aeroplani con una configurazione di posti a sedere compresa tra 2 e 6;

- Livello 3: aeroplani con una configurazione di posti a sedere compresa tra 7 e 9;
- Livello 4: aeroplani con una configurazione di posti a sedere compresa tra 10 e 19;

La generica organizzazione richiedente la certificazione del proprio velivolo, deve attenersi alle regole esposte in questa direttiva, utilizzando un AMC adeguato, secondo quanto stabilito dall'EASA, oppure altri strumenti di conformità, quali i consensus standard, di cui parleremo successivamente.
Abbiamo visto che all'interno della CS 23 possono essere identificate le procedure di certificazione per diverse categorie di velivoli; considerato anche il peso massimo limite, è quindi giustamente motivata la presenza di una variegata schiera di aeroplani. Ne verranno presentati alcuni caratteristici del mercato europeo.

3.2.1 European light aircraft

I velivoli ELA, introdotti per la prima volta nel 2009, vengono definiti nell'Allegato 1 del Regolamento EU 800/2013 [16]. Chiaramente l'identificazione richiama una categoria di velivoli con un determinato peso. Vediamo quindi di seguito le caratteristiche di questi velivoli leggeri europei:

ELA 1

Il velivolo ELA 1, *European Light Aircraft* indica un velivolo manned con le seguenti caratteristiche:

- un velivolo con una massa massima al decollo (MTOM) di 1200 kg o meno che non è classificato come aeromobile complesso dotato di motore;
- un aliante o un aliante potenziato con MTOM inferiore o uguale a 1200 kg;
- un aerostato con un volume massimo di sollevamento o di aria calda di progetto non superiore a 3400 m^3 per gli aerostati ad aria calda, 1050 m^3 per gli aerostati a gas, 300 m^3 per gli aerostati a gas da osservazione.

Di seguito viene presentato un modello di ELA 1, ovvero l'Fk9 ELA [30], un velivolo ultraleggero monomotore ad elica biposto, di produzione tedesca (B&F Technik Vertriebs gmbh):

Figura 3.5: Fk9 ELA

ELA 2

Il velivolo ELA 2, *European Light Aircraft* indica un velivolo manned con le seguenti caratteristiche:

- un velivolo con una massa massima al decollo (MTOM) di 2 000 kg o meno che non è classificato come aeromobile complesso dotato di motore;
- un aliante o un aliante a motore con MTOM di 2000 kg o inferiore;
- un aerostato;
- un velivolo ad ala rotante molto leggero con una MTOM non superiore a 600 kg, di semplice progettazione, sviluppato per trasportare non più di due persone, non alimentato da motori a turbina e/o a razzo; limitato alle operazioni di VFR diurno.

Di seguito un esempio di velivolo ultraleggero classificato ELA2, il DA42 Twin Star [31], un velivolo bimotore ad elica, da turismo, prodotto in Austria dalla Diamond Aircraft Industries:

Figura 3.6: DA42 Twin Star

3.2.2 Confronto CS 23 e Far 23

Nel corso degli anni la FAA e l'EASA hanno lavorato a stretto contatto per garantire gli stessi requisiti di base per la FAR 23 e la CS 23 in modo che entrambe le autorità potessero accettare un insieme

di strumenti di conformità, il più possibile, uniforme. L'approccio esistente applicato agli standard era basato sul peso e sul tipo di motore installato: gli aerei più piccoli, certificati FAR 23, erano in genere semplici e lenti, mentre quelli più grandi erano più complessi e veloci. Gli standards della FAR 23 si sono quindi dovuti evolvere nel tempo per affrontare le crescenti prestazioni e complessità derivanti dal progresso tecnologico.
Di seguito vengono presentate le categorie di velivoli, con le relative caratteristiche, a cui fa riferimento la FAR 23:

- Aeroplani nelle categorie normal, utility e acrobatic che hanno una configurazione di posti, escluso il / i sedile / i del pilota, di nove o meno e un peso massimo al decollo certificato di 5670 kg (12500 lb) o meno,
- Velivoli commuter con elica azionata da una coppia di motori che hanno una configurazione di posti a sedere, escluso il / i sedile / i del pilota, di 19 o meno e un peso massimo al decollo certificato di 8618 kg (19000 lb) o meno

Sebbene le CS-23 e le FAR-23 siano quasi interamente armonizzate, esistono alcune differenze, che andremo ad analizzare. Di seguito vengono presentate le principali differenze tra le due parti, prendendo come riferimento l'analisi svolta dalla FAA il 13 Giugno 2018 [32], nella quale vengono definite le differenze tra la 14 CFR Part 23 Emendamento 64 e la CS-23 Emendamento 5.
Si nota come nelle diverse sezioni che compongono i due regolamenti vengano utilizzati gli stessi dati e a cambiare sia solamente il linguaggio: ad esempio nelle sezioni 23.1 e 23.3 in riferimento ai commuter,

essi vengono definiti come velivoli plurimotore nella FAR23 (dove vengono considerati anche i velivoli a getto plurimotore) e velivoli ad elica, azionati da una coppia di motori nella CS-23. Nella seguente tabella sono state evidenziate alcune differenze, che è possibile riscontrare analizzando i testi delle due normative:

Confronto FAR-23 e CS-23

Sezione 14 CFR Part 23	**Titolo**	**Differenze**
23.45(h)	Performance, General	Viene applicata a tutti gli aeromobili a getto plurimotore di oltre 6000 lb della Parte 23 e alla categoria dei commuter. La CS si applica solo alla categoria dei commuter.
23.51(c)	Velocità di decollo	Viene applicata a tutti gli aeromobili a getto plurimotore di oltre 6000 lb della Parte 23 e alla categoria dei commuter. La CS si applica solo alla categoria dei commuter.
23.73(a)(b)	Reference landing approach speed	La V_{REF} viene calcolata come $1.3V_{S1}$ nella Part 23 e come $1.3V_{So}$ nella CS 23. I velivoli a getto più pesanti di 6000 lb non vengono considerati nella Part 23, come invece accade nella CS 23
23.201(e)	Wings level stall	La Part 23 ha dei limiti in rollio e imbardata di 25 gradi o meno per quei velivoli che sperimentano lo stallo ad una quota uguale o maggiore di 25000 ft. La CS 23 invece non pone restrizioni a proposito.

Confronto FAR-23 e CS-23

Sezione 14 CFR Part 23	Titolo	Differenze
23.2005(c)(1)	Certificazione dei velivoli classificati come normal	I criteri per le prestazioni dei velivoli a bassa velocità presenti nella 23.2005 (c)(1) sono leggermente diversi da quelli della CS 23.2005 (c) (1). Un velivolo con $V_{NO} > 250$ KCAS e $M_{MO} < 0.6$ sarebbe classificato come un velivolo a bassa velocità per la CS 23.2005 (c) (1) e ad alta velocità per la CS 23.2005 (c) (2), mentre sarebbe classificato come velivolo ad alta velocita per il 23.2005(c)(2)
23.2010	Accepted means of compliance	La 23.2010 richiede ai candidati di conformarsi alla parte 23 utilizzando i metodi di conformità, i quali possono includere i consensus standards, accettati dalla FAA. I metodi di conformità accettati dall'AESA per CS 23.2010 potrebbero non essere accettati dalla FAA per il 23.2010 e l'accettazione della FAA deve essere verificata.

3.3 EASA CS-VLA

La CS-VLA nasce nel 2003 su indicazione dell'EASA [33] e contiene gli standard di certificazione per una categoria di velivoli chiamata *very light aircraft*, che nasce proprio con questo regolamento. Esso si applica quindi ai velivoli monomotore, progettati per operazioni non acrobatiche (categoria normal), aventi non più di due posti, con un peso massimo certificato al decollo non superiore a 750 kg. Di seguito le principali caratteristiche di questa tipologia di velivoli:

- Peso massimo al decollo (MTOW) non superiore a 750 kg

- Massimo uno o due posti

- Velocità massima di stallo nella configurazione di atterraggio (VS0) di non più di 83 km/h (45 nodi)

- Approvato solo per il volo in VFR diurno

- Certificato solo nella categoria normale; tutte le manovre acrobatiche, compresa la rotazione intenzionale, sono proibite

Negli Stati Uniti questi velivoli ricevono un particolare trattamento, poichè possono ottenere il certificato di aeronavigabilità come classe *speciale* secondo la FAR 21; soddisfacendo determinati requisiti, presenti all'interno dell'Advisory Circular (AC) 23-11, è possibile inoltre certificare il velivolo in condizioni di volo notturno e in IFR a differenza del modello europeo.
In Fig.3.7 un'immagine del P2002-JF [34], velivolo ultraleggero biposto con carrello fisso realizzato dalla Tecnam.

Figura 3.7: Tecnam P2002-JF

3.4 EASA CS-LSA

I velivoli certificati LSA, *light sport aircraft*, sono dei velivoli con un peso massimo certificato al decollo di 600 kg, in grado di ospitare al massimo due persone. Vediamo quindi quali sono le caratteristiche principali che questa categoria di velivoli deve avere [35]:

- Una massa massima al decollo di non più di 600 kg
- Una velocità massima di stallo nella configurazione di atterraggio (V_{S0}) di non più di 45 KCAS alla massima massa certificata al decollo dell'aeromobile e il più critico centro di gravità.
- Una capacità massima di non più di due persone, compreso il pilota.
- Un singolo motore non a turbina dotato di un'elica.

- Una cabina non pressurizzata

Figura 3.8: Viper SD4

3.5 I consensus standard

Quando si parla di consensus standard, si fa riferimento ad una serie di standards che vengono adottati o promulgati da organizzazioni di produzione di standards, riconosciute a livello nazionale o internazionale. L'obiettivo dei diversi organismi normativi era quello di creare dei mezzi di conformità più semplici e veloci, e soprattutto riconosciuti a livello internazionale. Vediamo quindi come nascono i consensus standards e come si sviluppano in campo aeronautico.
In principio, i consensus standard sono stati utilizzati come mezzo di conformità ai regolamenti emessi dai diversi enti, quali FAA e l'EASA, per una categoria di aerei piccoli e semplici con caratteristiche limitate, ovvero gli aerei sportivi leggeri (LSA), e successivamente, nel 2017, sono stati estesi anche alla categoria dei CS-23. I mezzi di conformità per

l'ottenimento dell'aeronavigabilità degli LSA sono individuabili negli standard sviluppati dal comitato internazionale ASTM (American Society for Testing and Materials) F37 sugli aerei sportivi leggeri [29]. L'ASTM è un' organizzazione internazionale che sviluppa e pubblica documenti tecnici standardizzati per uno svariato numero di prodotti e servizi [36]. Essa, di fatto, non crea una direttiva con forma legale né costituisce l'unico organismo per la definizione degli standard; è un'organizzazione che determina i consensus standard e che include produttori e membri associati interessati ai processi di certificazione.
Quanto accaduto con gli LSA rappresenta il punto di partenza per il successivo aggiornamento della struttura delle Part 23 e CS-23. L'industria aeronautica, negli anni, ha espresso sempre maggiore interesse nel far evolvere le normative della Part 23. Il desiderio era quello di ridurre l'onere normativo per l'industria (e quindi il costo dell'aeromobile) e di sfruttare gli standard per tenersi aggiornati di pari pari passo con il progresso tecnologico in un processo di certificazione più semplice.
Nel 2016 è stata formulata dalla FAA una proposta di revisione (NPRM) della regolamentazione e quindi del Titolo 14 del Codice dei Regolamenti Federali. Tra questi regolamenti vi era anche la Part 23 e gli standard di aeronavigabilità annessi. Considerando la tendenza all'uniformità e alla standardizzazione dei regolamenti tra i due principali centri del traffico aereo mondiale, ovvero Europa e USA, anche da parte dell'EASA è stato emesso un avviso di revisione (NPA) della CS-23 [29].
L'FAA ha quindi dichiarato di voler adottare i consensus standard come mezzi di conformità nel tentativo di aggiornare la Part 23 e tale

intenzione è stata formalizzata nell'emendamento 64 Part 23 del 14 CFR negli Stati Uniti e nell'emendamento 5 della CS-23 in Europa. Questi eventi hanno portato in risposta, da parte dell'organizzazione ASTM International, la formazione del Comitato F44 sull'Aviazione Generale, con l'obiettivo di creare degli standard che rappresentassero degli acceptable means of compliance validi e adatti ai nuovi regolamenti delle Part 23 e CS-23.
Il Comitato F44 sull'Aviazione Generale è stato costituito per rendere efficienti questi consensus standard, i quali vengono considerati come un'alternativa ai classici mezzi di conformità. Il ruolo iniziale dell'F44 era quello di armonizzare le differenze tra la Part 23 americana e la CS-23 europea e di risolvere alcune incongruenze, note, all'interno dei regolamenti. Il comitato ha quindi rilasciato una serie completa di standard iniziali, in concomitanza con il rilascio dell'NPRM [29].
La FAA dispose quindi l'accettazione di mezzi di conformità elaborati da organismi di normazione esterni alle autorità competenti, tra cui, per l'appunto, l'ASTM International. Sebbene l'utilizzo di un mezzo di conformità, accettato dall'autorità, potesse accelerare il processo di certificazione, a nessun richiedente veniva imposto di utilizzare gli standard ASTM o qualsiasi altro mezzo di conformità. I consensus standard sono molto efficaci e si presentano come mezzi di conformità per dimostrare la rispondenza ai requisiti definiti dall'autorià competente, ma non rappresentano chiaramente l'unico mezzo disponibile. All'organizzazione richiedente un certificato viene infatti concessa la possibilità di presentare il proprio mezzo di conformità, previa approvazione da parte dell'autorità.

La nascita dei consensus standard ha comportato una grandissima novità nel panorama legislativo aeronautico, comportando una drastica riduzione delle dimensioni del linguaggio dei regolamenti rispetto a quelli esistenti [2]. Gli standard contengono comunque al loro interno le specifiche ed i requisiti necessari all'ottenimento di un certificato di omologazione e vengono aggiornati frequentemente tenendo il passo con il progresso tecnologico.
Ricapitolando, il principio dei consensus standard è quello di avere una legge su cui fare riferimento, che fornisce delle linee guida generali (ad esempio la CS-23); poi la responsabilità passa al progettista, il quale deve utilizzare delle soluzioni che rispondano ai requisiti specificati nei relativi standard e sulla base della dichiarazione di rispondenza agli standard Astm, da parte del costruttore, viene quindi rilasciata una certificazione di aeronavigabilità.

3.6 Aero Club d'Italia

L'Aero Club d'Italia è un ente di diritto pubblico che nasce il 22 novembre del 1911, come organismo rappresentante esecutivo italiano nella Federazione Aeronautica Internazionale (FAI), organizzazione che riuniva un piccolo gruppo di Paesi, con lo scopo di raccogliere le migliori performance raggiunte, in quel periodo storico, in modo tale da classificare i velivoli secondo determinate caratteristiche tecniche. L'Aero Club d'Italia riunisce in un unico ente tutte le associazioni attive sul suolo italiano interessate allo sviluppo dell'aviazione e rappresenta una Federazione sportiva del Comitato Olimpico Nazionale Italiano (C.O.N.I.). Secondo quanto definito nel D.P.R. 133/2010 (paragrafo

successivo), tutti gli aeromobili che ricadono nella definizione di apparecchio VDS e VDS avanzato, rientrano nel campo operativo dell'Aero Club d'Italia.

3.7 DPR n.133/2010

In Italia, nel 2010, è stato emanato il Decreto del Presidente della Repubblica, n.133, come nuovo regolamento di attuazione della legge del 25 Marzo 1985, n.106, concernente la disciplina del volo da diporto o sportivo (VDS). Secondo quanto espresso nell'articolo 2 del suddetto decreto, tale regolamento si applica a quelle macchine, di cui viene data la definizione proprio in questo articolo, che ricadono nella categoria di VDS, di VDS Avanzato e di apparecchio per il volo libero. Questo decreto esonera la categoria dei velivoli VDS dal doversi uniformare con la normativa propria dei velivoli convenzionali. Una nota interessante, fornita dal DPR n.133 in Italia, viene data dal fatto che le macchine VDS non presentano le caratteristiche giuridiche proprie di un aeromobile, poichè a queste non vengono applicate le disposizioni fornite dal Libro I del Codice della Navigazione Aerea [37]. Tutte le forme di certificazione, così come i requisiti per il rilascio o il rinnovo delle licenze, vengono definiti secondo le disposizioni avanzate dall'ENAC, in conformità con le regole comunitarie. L'ENAC inoltre nel 2014 ha rivisto le regole per il volo in VFR (Visual Flight Rules) elevando a 1000 ft (300 m) la quota massima consentita agli apparecchi ultraleggeri. Nel DPR n.133 viene fornita, come detto, la definizione di velivolo VDS Avanzato, il quale, a differenza del VDS basico, può usufruire dei servizi di traffico aereo all'interno degli spazi

aerei controllati seguendo le regole dell'*air worthiness* [37]. L'articolo 8 del decreto introduce quindi le macchine VDS avanzate, velivoli che devono rispondere a determinati standard definiti nei relativi allegati tecnici II, III, IV, V. Gli apparecchi VDS possono volare in conformità con le regole del volo a vista (VFR) diurno, le regole dell'aria e con tutte le direttive emanate dall'ENAC negli spazi aerei interessati, ricordando di volare in condizioni tali da consentire un continuo riferimento visivo con il suolo o altri ostacoli visibili (Articolo 9) [1].

3.7.1 VDS/ULM

Nel DPR n.133 viene fornita la definizione dei velivoli destinati al volo da diporto o sportivo (VDS). Vediamo di seguito le caratteristiche necessarie ad una struttura biposto monomotore per poter essere classificata VDS [37]:

- "Il velivolo deve avere peso massimo al decollo non superiore a 450 kg;

- massa massima al decollo non superiore a 472,5 kg, se provvisto di sistema con paracadute montato sulla cellula;

- massa massima al decollo non superiore a 495 kg per gli apparecchi VDS ad ala fissa, anfibi o idrovolanti, ed elicotteri con galleggianti, purchè senza galleggiante installato, rispettino la massa massima al primo punto;

- velocità di stallo o velocità minima in volo stazionario in configurazione diatterraggio non superiore a 35 nodi di velocità calibrata per gli apparecchi VDS ad ala fissa".

L'articolo 9 del decreto specifica come per i velivoli VDS non sia possibile circolare all'interno degli spazi aerei controllati e delle zone di traffico aeroportuale, mantenendo una distanza superiore a 5 km dagli aeroporti.

Figura 3.9: Tecnam P92-Echo

3.7.2 VDS Avanzato

Nel DPR n.133 viene fornita nell'articolo 8 la definizione di ultraleggero avanzato, come velivolo equipaggiato con radio, transponder A+C o S o superiore e ELT (Emergency locator transmitter) automatico; oltre a questo viene richiesto al costruttore o al proprietario il rilascio della dichiarazione di rispondenza presso l'Aero Club d'Italia della

propria località.
Seguono i requisiti forniti all'interno dell'allegato V del decreto (documento tecnico per i velivoli monomotore, biposto, ad ala fissa a tre assi), in merito alla definizione di un velivolo ultraleggero avanzato [1]:

- "Il velivolo deve avere peso massimo al decollo di progetto (MTOW di progetto) fino a 600 kg (1322 lb.) per velivoli in versione terrestre;
- 630 kg (1389 lb.) se predisposti per operare anche su superfici innevate;
- 650 kg (1433 lb.) per velivoli predisposti per operare anche su acqua.
- potenza massima 90 kW
- approvazione per VFR diurno soltanto
- non deve essere utilizzato con scopo acrobatico",

dove non vengono considerate come manovre acrobatiche: le manovre relative al volo normale, gli stalli (ad eccezione della scampanata), l'otto stanco, chandelles e le virate strette con angolo di inclinazione non superiore a 60°.
Come detto, a differenza del VDS basico, il VDS avanzato può *"operare su tutti gli aeroporti non aperti al traffico commerciale, su quelli aperti al traffico commerciale indicati dall'ENAC nonchè in tutto lo spazio italiano aperto al volo a vista"* (Articolo 9) [1] .

Capitolo 4

Il velivolo MA-15

Figura 4.1: Modello CAD MA-15

L'MA-15 è il velivolo, in fase di produzione, la cui certificazione è oggetto di studio di questa tesi. Il velivolo nasce con lo scopo di essere certificato, secondo i requisiti tecnici forniti dall'Allegato 5 del D.P.R. 133 [1], come ultraleggero avanzato, con la successiva possibilità di essere aggiornato alla categoria degli LSA.

4.1 Caratteristiche tecniche

Biposto, con elica a passo variabile, ala bassa e carrello retrattile, l'MA-15 presenta una struttura in legno e sebbene questo materiale

abbia una tensione inferiore alle leghe di alluminio, rispetto a queste presenta una migliore tenacità. Il velivolo nasce come mezzo di trasporto da turismo e per veloci trasferte, per operazioni di sorveglianza aerea e di addestramento militare primario e operazionale.
L'MA-15 si presenta infatti come un velivolo in grado di soddisfare adeguatamente requisiti relativi alle specifiche e ai costi richiesti in ambito sia civile sia militare. Di seguito viene presentato un trittico con le relative viste per potere meglio comprendere lo sviluppo della struttura.

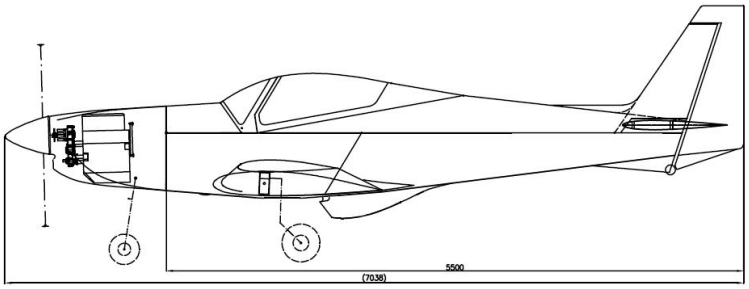


Figura 4.2: Vista laterale

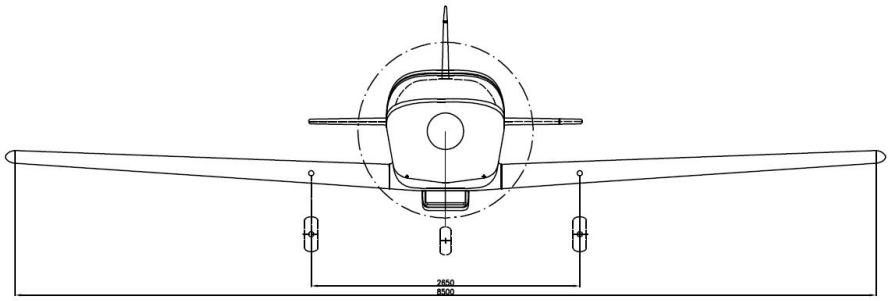


Figura 4.3: Vista frontale

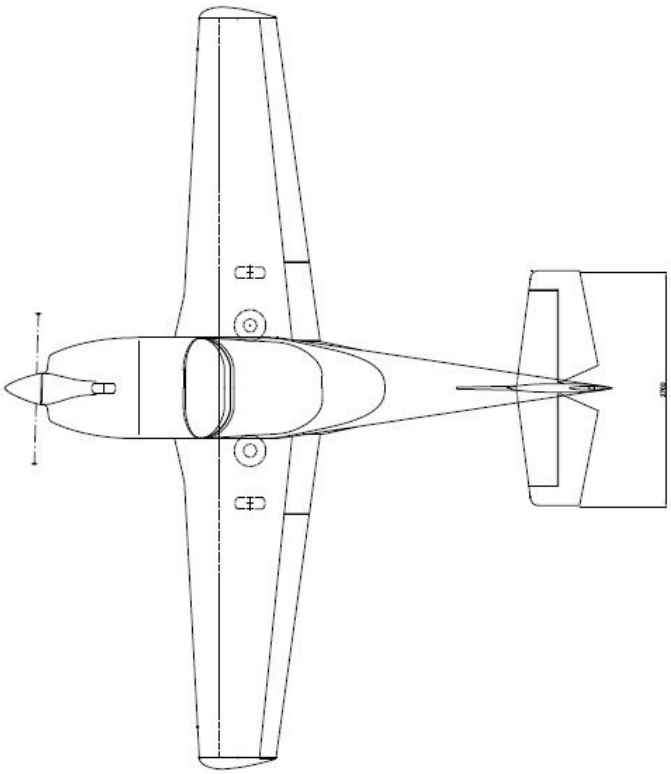


Figura 4.4: Vista dall'alto

Di seguito vengono invece illustrate le caratteristiche tecniche del velivolo:

Caratteristiche tecniche	
Wing span	8,50 m
Overall length	6,70 m
Empty weight	350 kg
Max takeoff weight	650 kg (850 kg mv)
Load factor	+8g; +6g/+4g
Engine	AVF 180 (180 HP)
Cruising speed	320 km/h
Vne	400 km/h
Take off run	200 m
Landing run	200 m

Nei prossimi paragrafi viene presentata una breve descrizione della struttura, dei sistemi e della strumentazione previsti a bordo.

4.2 Struttura

Il velivolo presenta, come detto, una struttura di rivestimento realizzata in legno, materiale che costituisce il primissimo elemento ad essere stato utilizzato in aeronautica, e che viene lavorato di macchina per ottenere una caratteristica struttura lamellare, in modo del tutto simile alla lavorazione effettuata sui metalli. L'utilizzo di questo materiale rappresenta quindi un elemento innovativo, poichè concilia il "vecchio" ed il "nuovo" in un'unica struttura; inoltre presenta buone prestazioni, non ha problemi dovuti al fenomeno della fatica ed è facile da lavorare.
L'Okoumè è il legno utilizzato per il rivestimento esterno, di spessore pari a 3 mm; questo materiale nasce nello stato africano del Gabon e costituisce un ottimo idrorepellente. Esso viene infatti generalmente impiegato nella realizzazione di imbarcazioni marine e nel nostro caso viene lavorato a macchina ottenendo una struttura laminare a lamelle.
Per quanto riguarda l'ala invece, è caratteristico l'utilizzo del compensato di betulla per i longheroni e le centine. Gli strati incrociati di lamelle consentono di ridurre il rischio di deformazioni strutturali, quali il bowing.

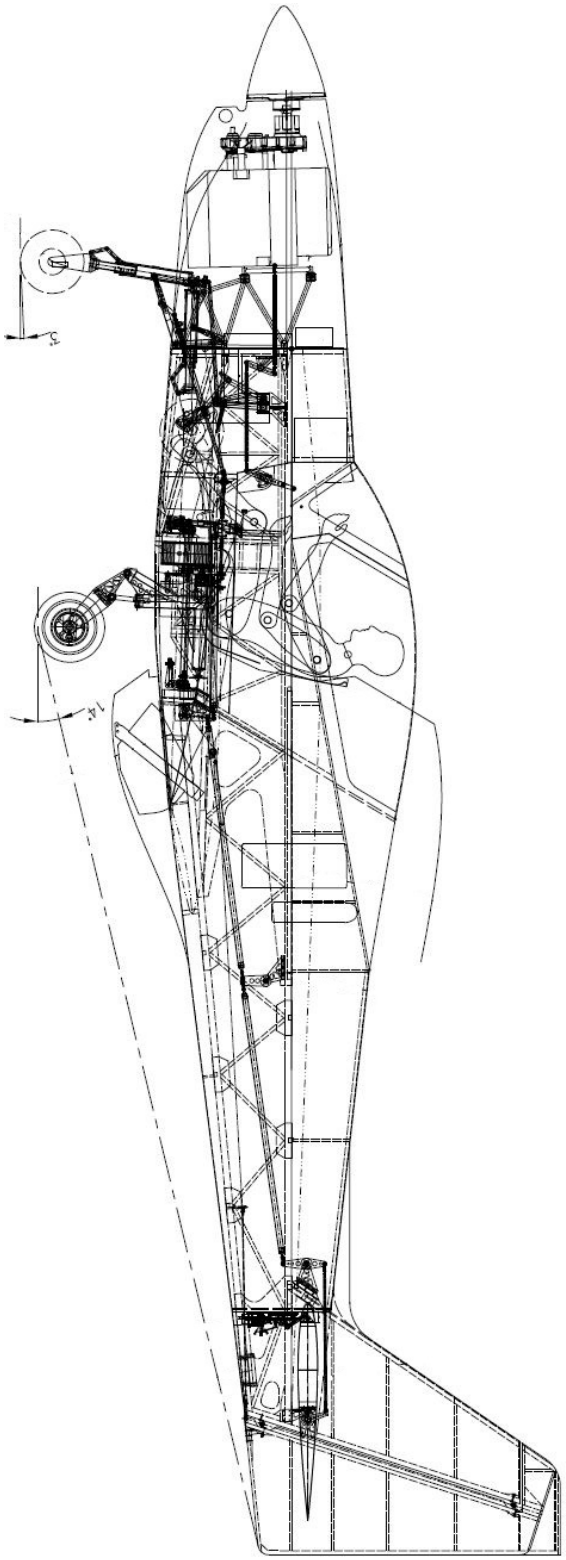


Figura 4.5: Progetto vista laterale MA-15

4.3 Caratteristiche aerodinamiche

4.3.1 Configurazione dell'ala

Per questo velivolo sono stati scelti dei profili che rispondessero a determinati requisiti prestazionali, tipici di questa categoria. Sono stati quindi utilizzati per l'ala i profili nati per l'aviazione generale tra gli anni '80 e '90, ideati da H.Riblett; in particolare il GA30-215 per la radice e il GA30-212 per l'estremità dell'ala. Per quanto riguarda invece gli impennaggi di coda, è stato scelto il profilo NACA 0009. Questi profili sono stati analizzati in regime viscoso utilizzando due diversi valori del numero di Reynolds, 2.00e6 e 6.00e6. Seguono quindi le caratteristiche aerodinamiche di questi profili.

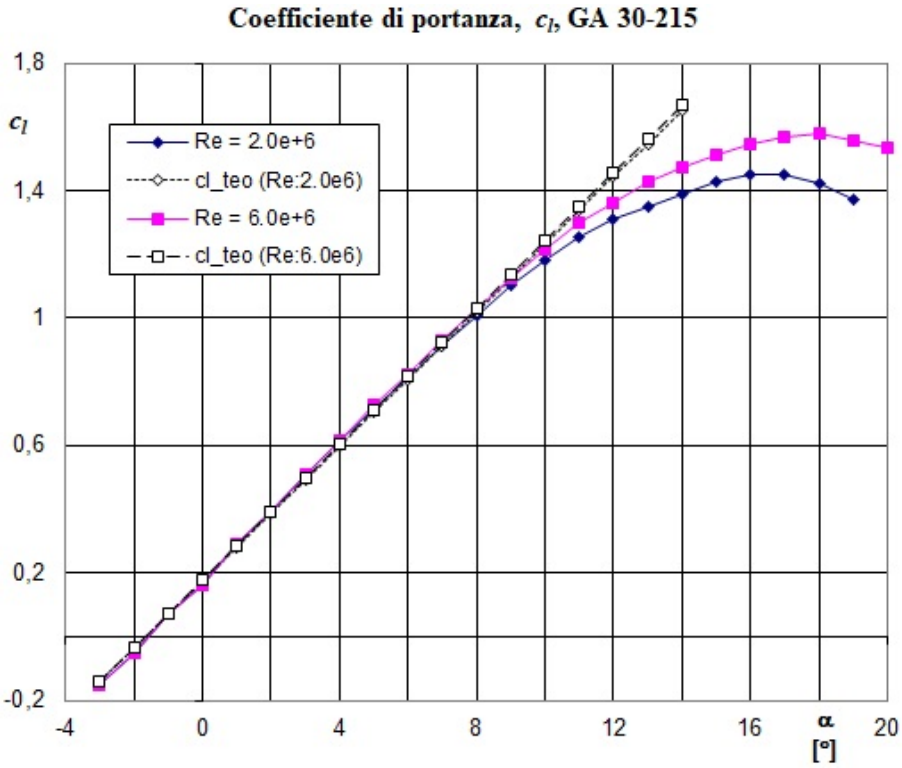


Figura 4.6: Coefficiente di portanza al variare dell'incidenza, GA 30-215

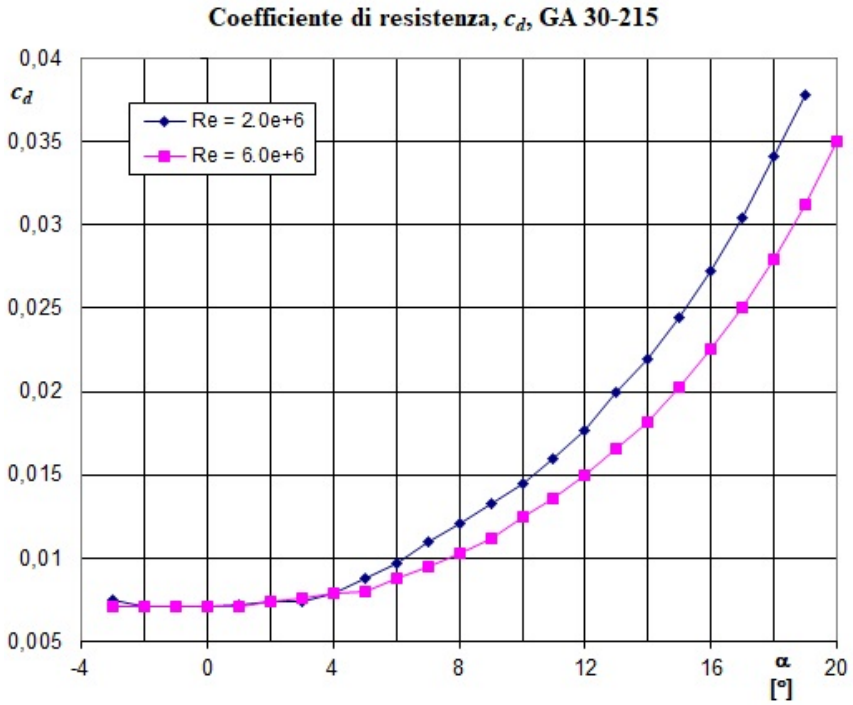


Figura 4.7: Coefficiente di resistenza al variare dell'incidenza, GA 30-215

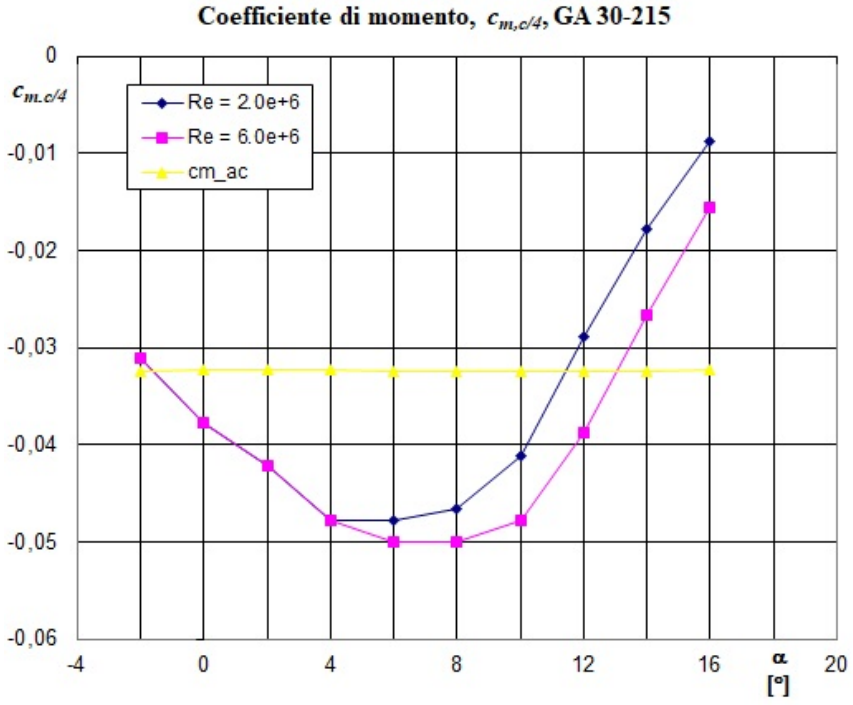


Figura 4.8: Coefficiente di momento al variare dell'incidenza, GA 30-215

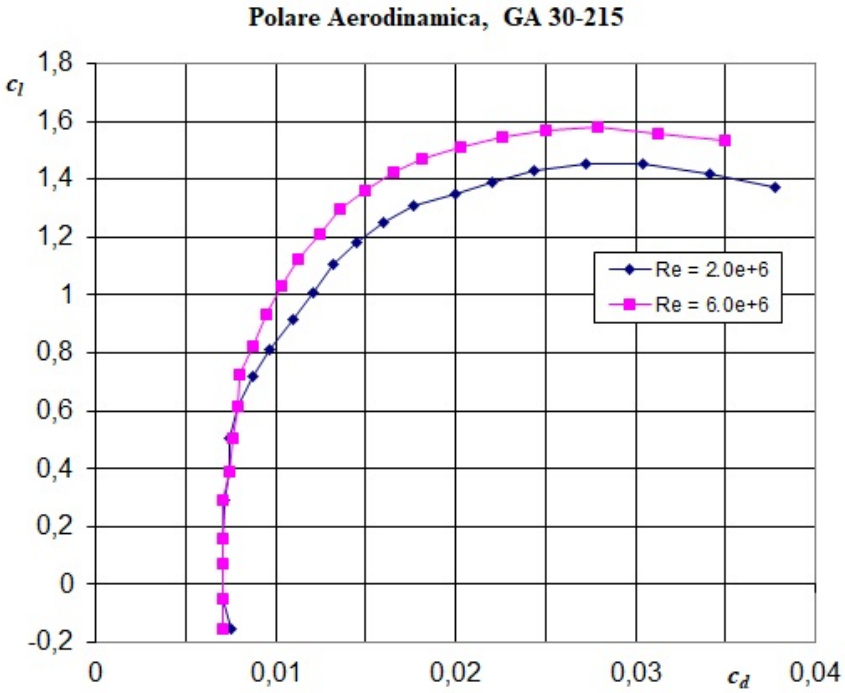


Figura 4.9: Polare aerodinamica, GA 30-215

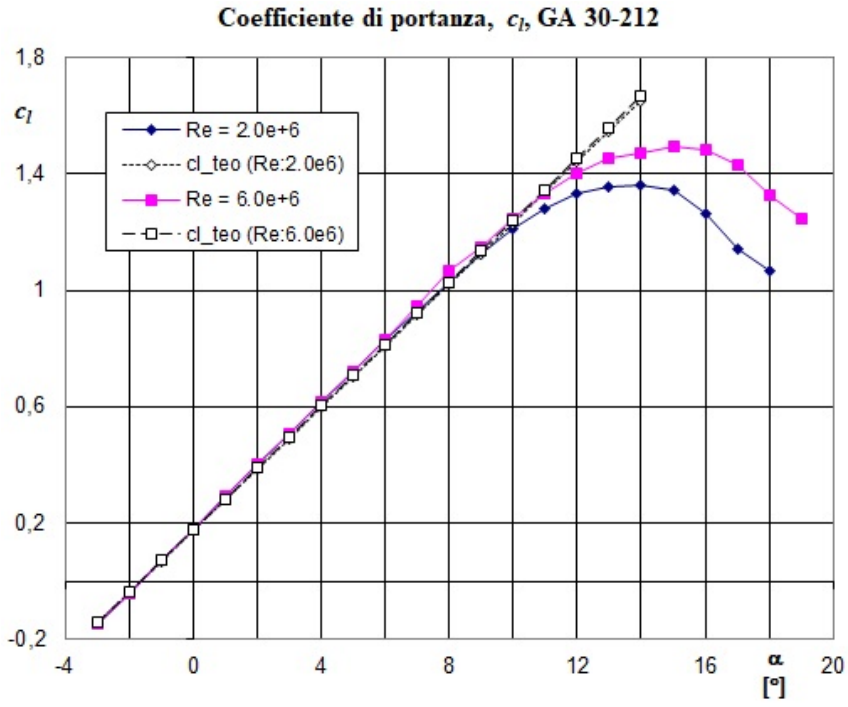


Figura 4.10: Coefficiente di portanza al variare dell'incidenza, GA 30-212

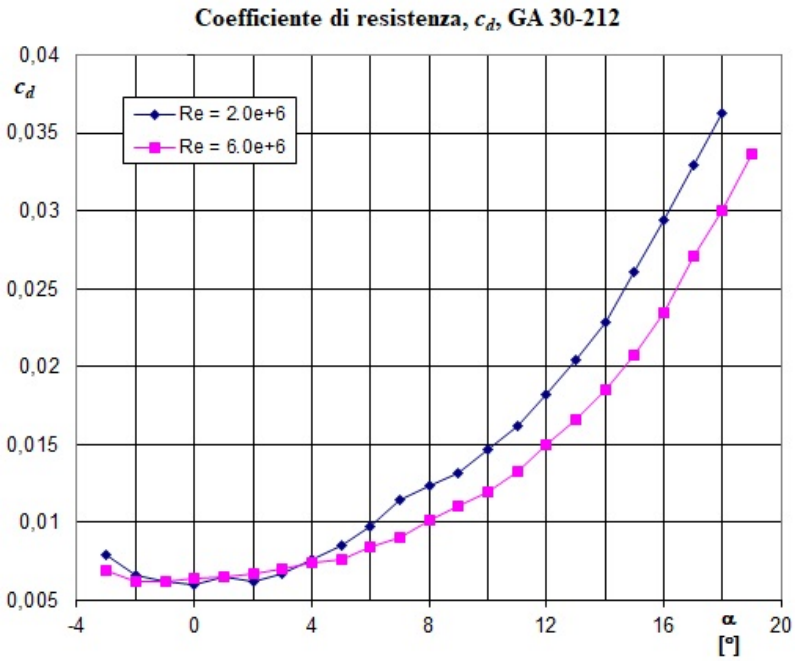


Figura 4.11: Coefficiente di resistenza al variare dell'incidenza, GA 30-212

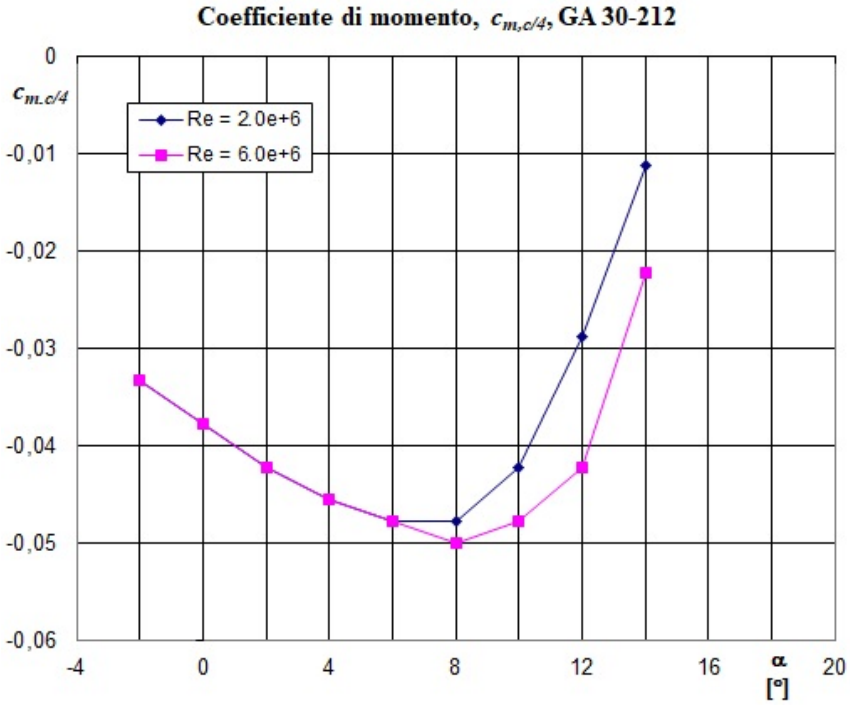


Figura 4.12: Coefficiente di momento al variare dell'incidenza, GA 30-212

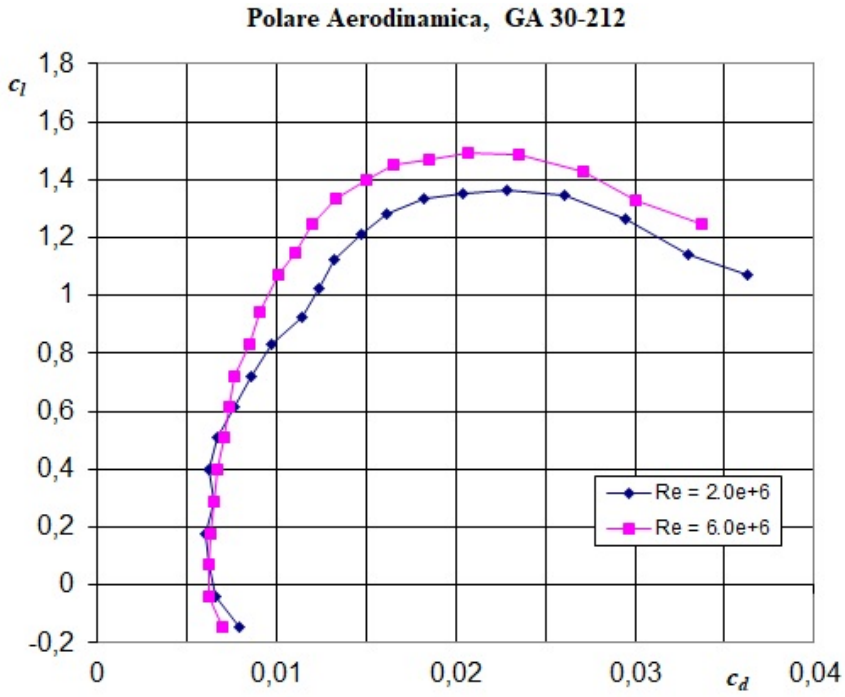


Figura 4.13: Polare aerodinamica, GA 30-212

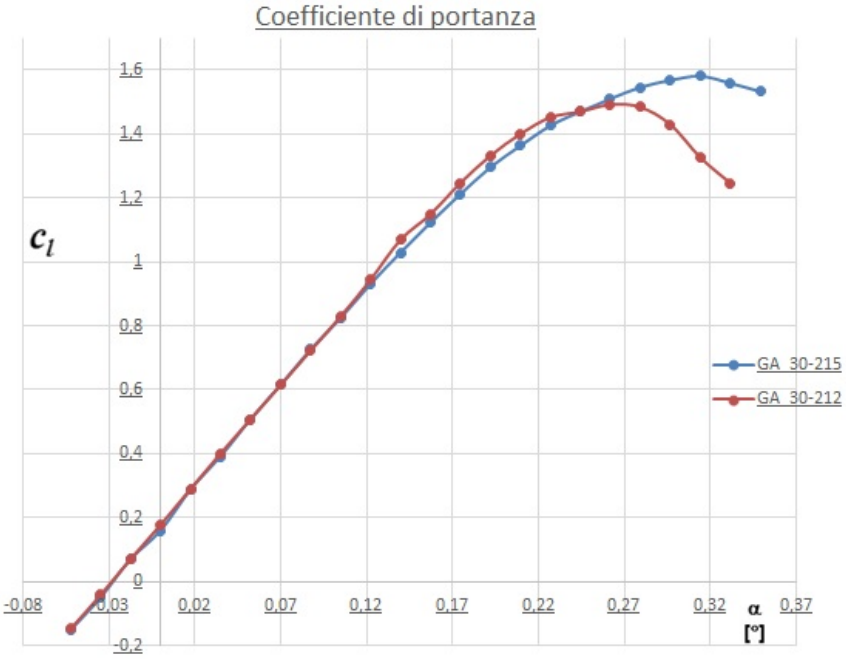


Figura 4.14: Coefficiente di portanza, GA 30-215, GA 30-212

Sono stati quindi adottati due diversi profili al variare della sezione lungo l'ala. In particolare è stata assunta una diminuzione dello spessore percentuale spostandosi dalla radice fino al'estremità alare. Procedendo in questo senso è stato adottato uno svergolamento lineare per garantire controllabilità alle alte incidenze. Per questo motivo la semiala è stata suddivisa in due sezioni, utilizzando due profili differenti, il GA 30-215 e il GA 30-212. L'analisi sui due profili è stata svolta studiando per ognuno di essi la condizione di stallo, la polare e l'efficienza al variare dell'angolo di incidenza. Per questi profili sono state quindi presentate alcune caratteristiche aerodinamiche.
Successivamente è stata effettuata un'analisi 3D: l'ala reale è infatti ad allungamento finito ed è dunque soggetta al fenomeno della resistenza indotta. Per studiare la nascita di tale resistenza è stata utilizzata la teoria della linea portante di Prandtl. Di seguito viene presentata una breve spiegazione di tale teoria.

Teoria linea portante di Prandtl

Si consideri un ala ad allungamento finito; ogni piano portante di quest'ala presenta una differenza di pressione da dorso a ventre. Vicino alle estremità viene però a mancare la separazione fisica dai due diversi flussi e si ha quindi una generazione di vortici di estremità che portano il flusso del ventre ad aggirare la superficie e a passare sul dorso. Questa differenza di pressione nata nella direzione dell'apertura alare fa nascere una componente trasversale di velocità che devia il flusso sul dorso verso la mezzeria e quello del ventre verso l'estremità. Tale meccanismo determina la generazione di due vortici contro rotanti che, staccandosi, vengono trasportati a valle. Insorge quindi

una componente di forza aerodinamica, la resistenza indotta, diretta come la velocità asintotica ed esprimibile attraverso l'introduzione di un angolo di resistenza indotta.
La semiala del nostro velivolo è stata suddivisa in 41 sezioni equispaziate in modo da ottenere una mesh più fitta verso il tip alare, dove sono presenti gradienti di circuitazione superiori. E' stata quindi ricavata tramite la teoria di Prandtl la distribuzione del coefficiente di portanza lungo la semi apertura alare.

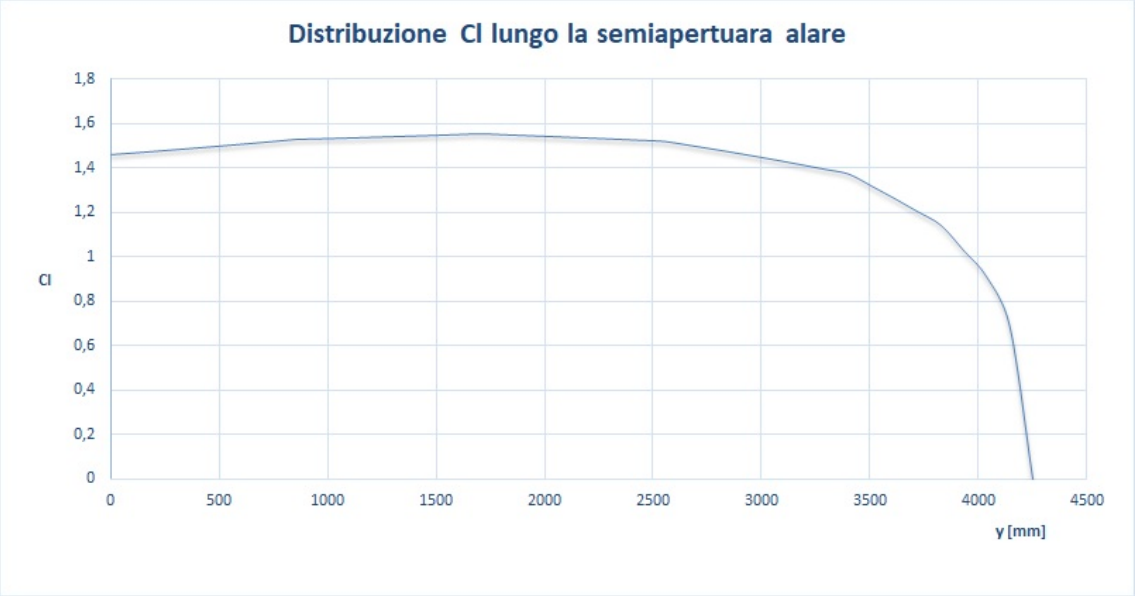


Figura 4.15: Distribuzione coefficiente di portanza lungo la semiapertura alare

Ottenuta la distribuzione di portanza locale lungo la semi apertura, è stato possibile calcolare il coefficiente di portanza C_L dell'ala integrando lungo l'apertura la suddetta distribuzione. Si ottiene da questa analisi che il coefficiente di portanza sviluppato dall'ala è pari a 0.615.

4.3.2 Configurazione degli impennaggi

Gli impennaggi sono costituiti da un piano orizzontale e da un piano verticale, con le relative parti fisse e mobili. Essi assumono un ruolo fondamentale nella definizione della stabilità del velivolo, infatti assicurano l'equilibrio longitudinale e direzionale e permettono inoltre di variare l'assetto. Nel nostro caso è stato utilizzato un profilo NACA-0009 per entrambi i piani di coda. Di seguito vengono riportate le caratteristiche aerodinamiche di questo profilo.

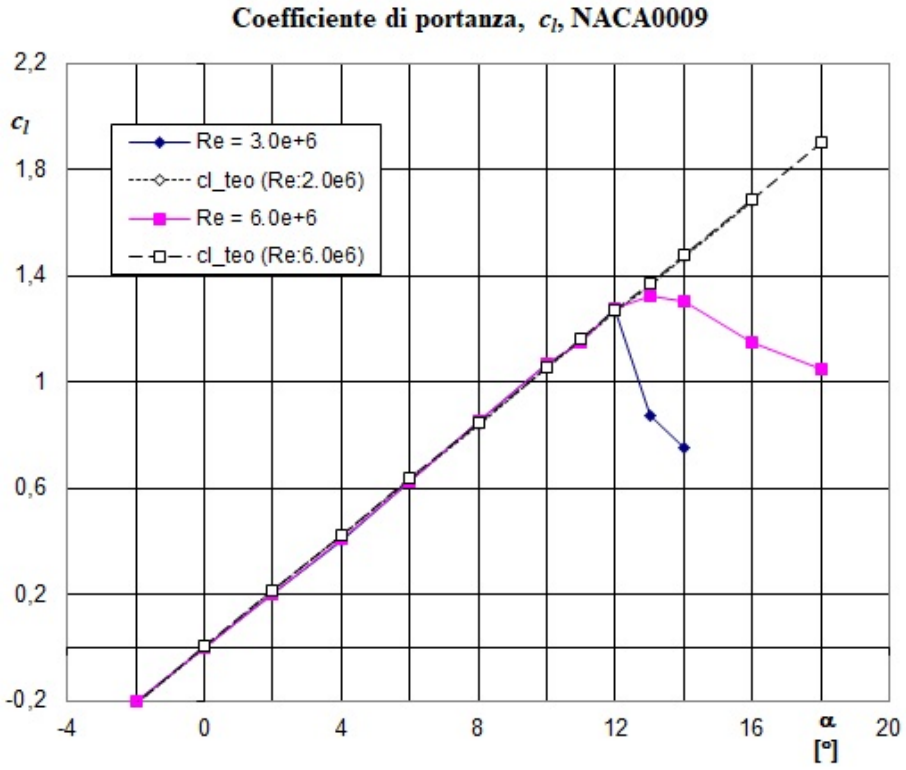


Figura 4.16: Coefficiente di portanza al variare dell'incidenza, NACA 0009

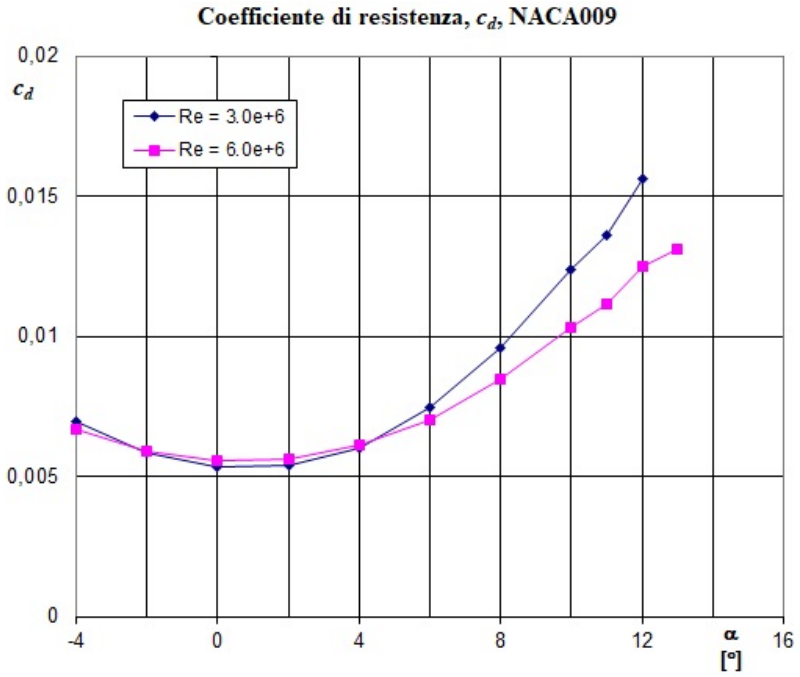


Figura 4.17: Coefficiente di resistenza al variare dell'incidenza, NACA 0009

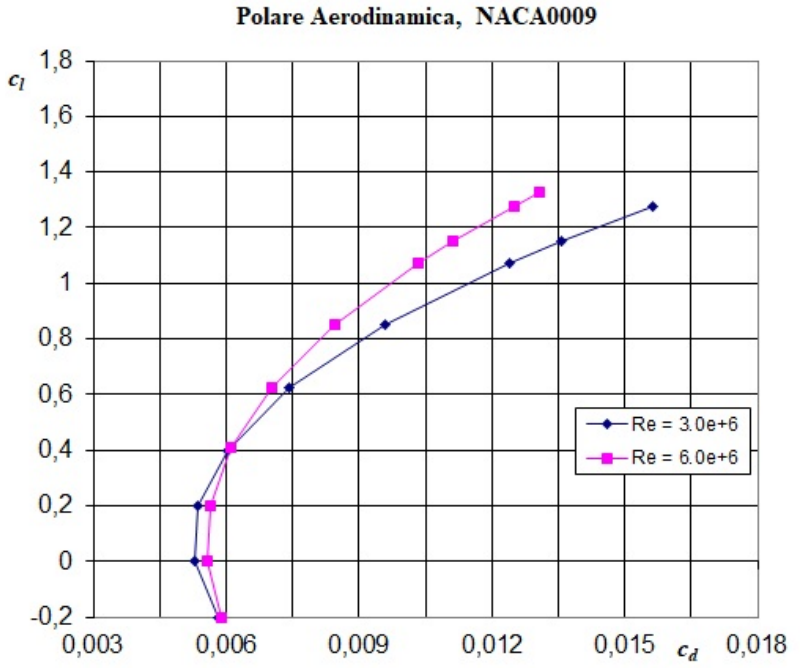


Figura 4.18: Coefficiente di momento al variare dell'incidenza, NACA 0009

4.4 Sistema propulsivo

L'MA-15 è un velivolo innovativo e una di queste innovazioni risiede proprio nel sistema di propulsione; adotta infatti un motore a pistoni, da 180 CV, di derivazione automobilistica, compatibile con l'impiego aeronautico, che sfrutta la doppia accensione e viene alimentato con la benzina-verde. Esso è costituito da 4 cilindri, con 2 candele per cilindro, non tanto per aumentarne le prestazioni, quanto per alzare il livello di sicurezza. Alle due candele sono infatti collegati due magneti; sono presenti due generatori di magneti separati, uno dei quali è sufficiente ad alimentare il motore, per contrastare un possibile malfunzionamento. Quindi la presenza di un elemento in più fornisce un feedback sul posizionamento dell'avaria. Il magnete rappresenta una tecnologia tanto datata quanto affidabile: il funzionamento richiede la presenza di una bobina per la generazione meccanica di una scintilla sulle candele, in funzione del numero di giri richiesto. Sono comunque presenti delle limitazioni alle due candele di ogni cilindro e viene adottata una centralina elettronica.

4.5 Carrello d'atterraggio

Il carrello d'atterraggio presenta una struttura in lega di alluminio con una configurazione a triciclo, ed è retrattile in ala. Viene utilizzato un classico sistema di frenata a disco e l'azione sterzante è data dalla ruota anteriore.

4.6 Comandi di volo

Il velivolo è equipaggiato con un sistema di comandi ad aste e leve che si conclude con i tre comandi essenziali: il comando di virata fornito dagli alettoni e dal timone, il comando di azionamento dei flap ed il comando di beccheggio dall'equilibratore. Il pilota può agire sul movimento di questi comandi utilizzando la cloche e la pedaliera presenti in cabina: l'azione del pilota sulla cloche comanda gli alettoni (che si muovono in maniera antisimmetrica) e gli elevatori del piano di coda (simmetrici); l'azione sulla pedaliera muove il timone; il movimento dei flap, utilizzati durante le fasi di decollo e atterraggio, viene effettuato tramite l'azione su una leva di comando.
Quello presentato è il sistema meccanico di quella che sarà la versione base dell'MA-15; è tuttavia in fase di sviluppo un sistema di comando *fly-by-wire*, andando di pari passo con la tendenza presente oggi nel settore aeronautico. Si cerca infatti di avere un controllo delle macchine sempre più elettronico, utilizzando una logica non più puramente cablata, portando a diversi elementi una potenza o un segnale elettrico attraverso un collegamento digitale, riducendo così il numero di cavi necessari a bordo. Quindi con l'elettronica digitale si ha un sistema di controllo, ad esempio una valvola, che riceve un segnale e lo invia all'attuatore; l'utenza legge il comando, che è stato inviato per via digitale, da una scheda elettronica e si ha quindi una codifica del segnale di partenza e una decodifica del segnale di ritorno.

4.7 Pannello strumenti

A livello di pannello strumenti sono presenti gli elementi base, tradizionali nei velivoli ultraleggeri, ovvero: l'orizzonte artificiale, l'altimetro, il tachimetro, il manometro e la bussola. L'MA-15 è inoltre dotato degli elementi necessari ad ottenere la certificazione da ultraleggero avanzato: radio VHF con banda di frequenza assegnata, transponder in modalità A, +C, S o superiore e dispositivo ELT di tipo automatico [1].
Sul velivolo è inoltre installato un navigatore satellitare GPS, l'AvMap EKP V [38], il quale è costituito da un display centralizzato per la navigazione aerea e le informazioni di volo primarie (Fig.4.5).

Figura 4.19: AvMap EKP V

Capitolo 5

Preparazione prova strutturale statica

Dopo una breve presentazione delle caratteristiche tecniche, verrà presentata in questo capitolo l'analisi strutturale svolta sulla semiala del velivolo con l'obiettivo di programmare la successiva prova statica sull'ala. Verrà quindi stabilita una distribuzione del carico necessario a realizzare questa prova in modo da simulare la distribuzione di portanza lungo l'ala. Prima di fare ciò verrà presentato il diagramma di inviluppo del velivolo, con relativa spiegazione.

5.1 Diagramma di inviluppo di volo

L'inviluppo di volo è il diagramma che si ottiene dalla sovrapposizione di due differenti grafici, il diagramma di manovra ed il diagramma di raffica [39]. Il velivolo viene infatti progettato per resistere alle sollecitazioni massime previste, e durante la sua vita operativa esso non deve mai transitare in condizioni di volo che si trovino al di fuori di tale inviluppo.

Questi diagrammi riportano le velocità equivalenti sull'asse delle ascisse e i fattori di carico a contingenza sulle ordinate. Per la loro realizzazione sono state seguite le indicazioni fornite dalla CS-23 e dall'Allegato V del D.P.R. n.133.

5.1.1 Diagramma di manovra

Per definire il diagramma di manovra è necessario conoscere alcuni dati significativi riguardanti l'aerodinamica e le caratteristiche del velivolo, come il carico alare ad esempio. Per quanto riguarda i fattori di carico a contingenza massimo e minimo, si tratta di valori ricavati dalla normativa di riferimento.

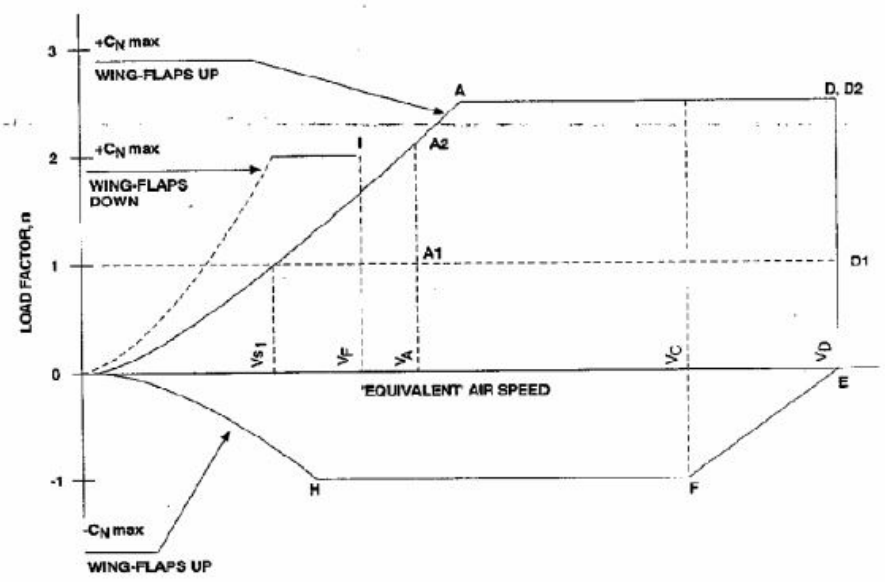


Figura 5.1: Generico diagramma di manovra

Il diagramma viene costruito per tratti. Vedremo quindi di seguito la procedura di costruzione del diagramma:

- Nel primo tratto viene presentata la condizione di equilibrio tra la forze peso e la portanza, ottenendo una curva che giunge fino alla velocità V_A. Essa viene identificata dall'intersezione con la retta di fattore di contingenza massimo e generalmente vengono rappresentate due condizioni caratteristiche, con flap estratti o retratti: al variare della configurazione varia il $C_{L_{max}}$. Le due curve mostrano due diverse velocità di stallo del velivolo, ricavabili come valore di velocità per cui, attraverso un assetto di portanza massima, il sistema raggiunge il fattore di contingenza unitario.

- Il secondo tratto è lineare e raccorda la velocità V_A con la V_D, massima velocità raggiungibile dal velivolo in picchiata, calcolate attraverso la velocità di crociera (V_C). A questo tratto compete il fattore di carico a contingenza massimo.

- Come illustrato nel primo tratto, viene ottenuta la curva con $C_{L_{min}}$. Essa dovrà arrestarsi al valore di fattore di carico a contingenza minimo.

- Anche per il limite inferiore si procede in accordo a quanto illustrato al secondo punto, facendo attenzione di giungere fino alla velocità di criociera, mantenendo n=n_{min}.

- La normativa prevede di congiungere il tratto inferiore appena tracciato con la V_D a fattore di contingenza nullo, con una legge lineare.

- Il diagramma si conclude con la congiunzione con un segmento a velocità V costante e pari a V_D.

5.1.2 Diagramma di raffica

Il diagramma di raffica riporta delle rette che permettono, note le velocità caratteristiche, di determinare i fattori di carico dovuti alla raffica. La normativa impone di utilizzare diversi valori di velocità di raffica, classificate come bassa, media e ad alta intensità. Note le velocità di raffica e le caratteristiche principali del velivolo, è possibile tracciare il fascio di rette con origine il punto a fattore di contingenza unitario e velocità nulla, con fattore di contigenza dato dalla seguente relazione:

$$n = 1 \pm \frac{K_g \rho_0 U_{de} V a}{2(\frac{W}{S})} \tag{5.1}$$

dove:
K_g = gust alleviation factor;
U_{de} = velocità di raffica;
V= velocità equivalente dell'aeroplano;
a = pendenza del coefficiente di forza normale del velivolo;
ρ_0 = densità dell'aria al livello del mare;
W/S = carico alare

Note le velocità caratteristiche è possibile tracciare il diagramma di raffica completo, andando ad individuare i punti caratteristici ottenuti dall'intersezione di tali rette con le velocità ed unendoli successivamente con tratti di spezzata.

5.1.3 Diagramma di inviluppo

I diagrammi costruiti mediante le procedure illustrate nei paragrafi precedenti permettono di ottenere il diagramma di inviluppo di volo. Dalla sovrapposizione dei due grafici, di manovra e raffica, considerando le condizioni peggiori di carico, ovvero le linee più esterne, è possibile ottenere l'inviluppo di volo. Di seguito verrà presentato il diagramma di inviluppo del velivolo:

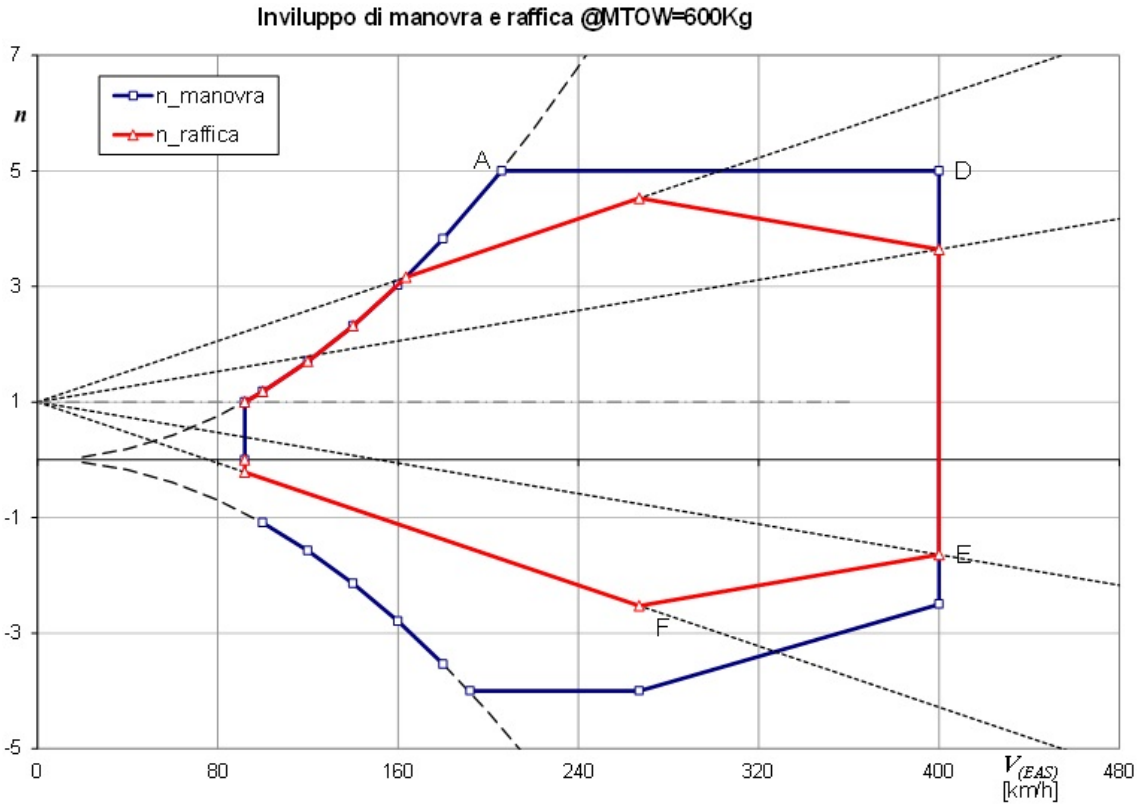


Figura 5.2: Diagramma di inviluppo di volo MA-15

Si noti il fattore di carico massimo pari a 5, caratteristica che avvicina il nostro velivolo alla categoria degli acrobatici (n_{max}=6).

5.2 Analisi strutturale dell'ala

Dopo aver presentato il diagramma di inviluppo e conoscendo i carichi a contingenza che la struttura dovrà sopportare, passiamo ora ad analizzare la struttura alare, per potere successivamente utilizzare i risultati ottenuti in un'ottica di preparazione della prova statica alare. Prima di iniziare il calcolo strutturale è necessario definire le caratteristiche dei materiali utilizzati, per il rivestimento, come abbiamo visto, è stato utilizzato un compensato di okoumè spesso 3 mm, mentre per i longheroni e le centine uno di betulla spesso rispettivamente 6 mm e 3 mm:

	Okoumè plywood	Birch plywood
E_{11} $[N/m^2]$	7.649*10^9	1.069*10^{10}
E_{22} $[N/m^2]$	2.249*10^9	6.806*10^9
G $[N/m^2]$	3.1*10^8	3.8*10^9
ν	0.4	0.38
ρ $[kg/m^3]$	500	700

dove: E_{11} = Modulo Elastico Longitudinale;
E_{22} = Modulo Elastico Trasversale;
G = Modulo elastico a Taglio;
ν = Modulo di Poisson;
ρ = Densità del materiale

L'analisi è stata effettuata utilizzando il software di analisi agli elementi finiti Patran/Nastran, che gestiscono rispettivamente le fasi di pre-processing e post-processing, e si presenta come una prima approssimazione all'analisi fisica che verrà svolta successivamente. L'obiettivo prefissato è stato quello di ottenere una stima della freccia alare

e dello stato di tensione della semiala in una determinata condizione, caratterizzata da un fattore di carico massimo ed evidenziabile nel diagramma di inviluppo con il punto in posizione A. E' stata quindi modellata una distribuzione di carico che simulasse l'effetto della portanza con un fattore di carico pari a 5. Di seguito viene presentata la procedura che ha portato allo sviluppo dell'analisi lineare statica della semiala.

5.2.1 Modellazione CAD

La definizione del modello tridimensionale della semiala dell'MA-15 parte dagli schizzi progettuali del velivolo, i quali hanno fornito determinate geometrie utili alla realizzazione 3D del CAD. E' stato quindi utilizzato il software di modellazione grafica SolidWorks. In esso sono stati costruiti i principali elementi strutturali della semiala, in modo da fornire un'accuratezza di base del modello reale. Sono stati quindi realizzate centine (15), longheroni (2, uno principale e uno secondario) ed il rivestimento alare (skin). Di seguito dei dettagli del modello 3D della semiala e dei suoi elementi principali:

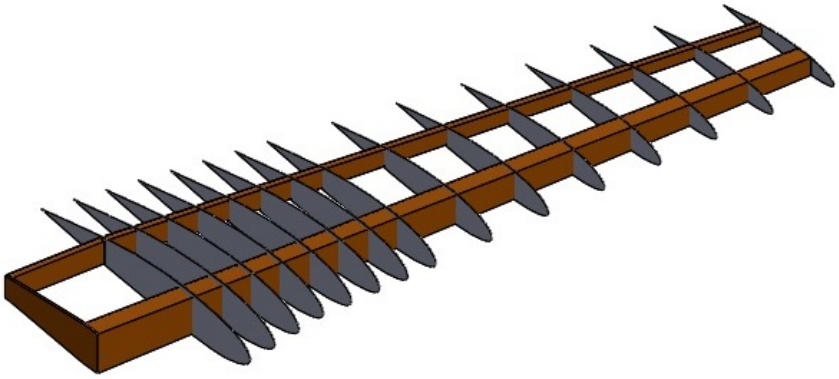


Figura 5.3: Dettaglio modello CAD

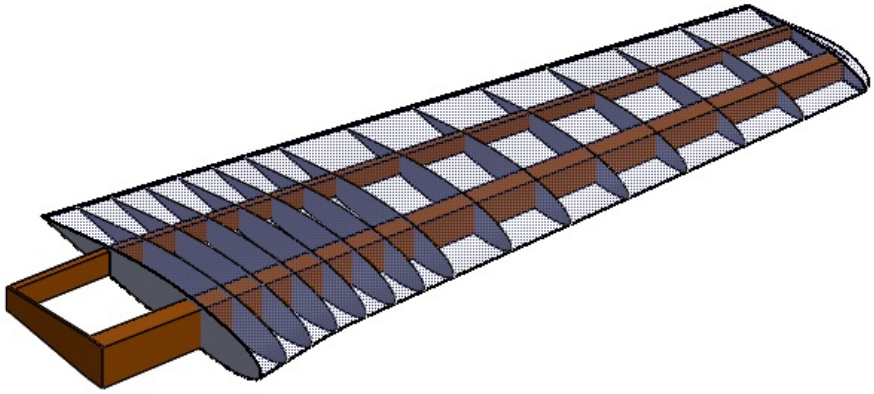


Figura 5.4: Dettaglio modello CAD

Da questo modello è stata ricavata la geometria utilizzata per lo studio agli elementi finiti su Patran. Prima di trasferire il modello è stato necessario determinare la distribuzione di carichi agenti sulla semiala.

5.2.2 Carichi agenti sulla semiala

Per fornire una prima stima della deflessione dell'ala sotto l'azione dei carichi, sono state considerate le seguenti forze concentrate e distribuite: la distribuzione di portanza lungo tutta la semi apertura, il peso strutturale applicato al baricentro locale della semiala e il peso dato dal carburante. Vediamo quindi di seguito la determinazione di questi carichi. Abbiamo detto che si sta analizzando la condizione di manovra a massimo fattore di carico (n=5), quindi conoscendo la distribuzione del coefficiente di portanza lungo la semi apertura alare è stato possibile determinare la portanza locale in ognuna delle sezioni in cui è stata suddivisa l'ala. Infatti considerando la portanza in prima approssimazione generata esclusivamente dalla superfice alare e considerando che il peso del velivolo a progetto è pari a 600 kg, si ha che:

$$L = n \cdot W = 5 \cdot 600kg = 3000kg \approx 30000N \tag{5.2}$$

valore che si dimezza considerando una sola semiala, quindi 15000 N. Questo carico è stato successivamente distribuito lungo la semiala. Per fare ciò è stata considerata la distribuzione del coefficiente di portanza lungo la semi apertura alare ed il valore locale in ognuna delle 35 stazioni in cui è stata suddivisa la semiala. Successivamente è stata utilizzata la seguente relazione per determinare la portanza locale in ognuna delle suddette stazioni:

$$L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L \tag{5.3}$$

dove come velocità è stata considerata quella di manovra, quindi V_A

pari a 206 km/h, e come superfice quella della sezione relativa determinata in modo accurato attraverso SolidWorks. La somma delle singole portanze locali ci riporta al risultato di partenza di 15000 N.

Per quanto riguarda il peso strutturale della semiala, considerando la mancanza di alcuni elementi di rinforzo, i risultati sono stati ottenuti su SolidWorks, applicando agli elementi la propria densità caratteristica del materiale:

	Materiale	Massa componente [kg]
Rivestimento	Okoumè	16
Longherone principale	Birch	14.02
Longherone secondario	Birch	6
Centine	Birch	5.27
Tot. semiala		41.3

Si considera quindi un peso strutturale di circa 410 N, applicato al baricentro della semiala.
Per quanto riguarda il serbatoio di combustibile, considerando l'utilizzo di una classica benzina verde, la cui densità è pari a circa 680 kg/m^3 e condiderando un volume disponibile di $0.039m^3$ (stima ottenuta da Solidworks), si ottiene una massa di circa 26 Kg, che si trasforma in un carico di:

$$W_{comb} \approx 260N$$

Riassumendo, i carichi considerati agenti sulla singola semiala sono:

Tipologia	Forza [N]
Portanza	15000
Peso strutturale	410
Peso carburante	260

Una volta ottenuti i singoli carichi applicati sulla struttura, si è passati all'importazione del modello geometrico su Patran e alla conseguente analisi lineare statica.

5.2.3 Analisi agli elementi finiti

L'importazione del modello geometrico su Patran ha portato ad una ricostruzione della geometria della semiala. Infatti è stato necessario ricostruire in parte la struttura a causa di problemi di adattamento del modello importato nel nuovo amibiente simulato. Di seguito il risultato ottenuto:

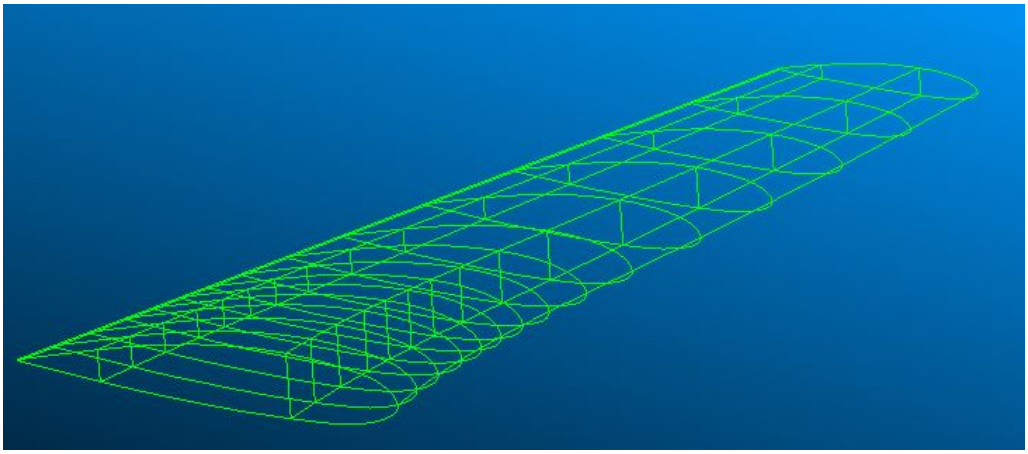


Figura 5.5: Modello geometrico Patran

Una volta ricostruita la geometria del modello, si è passati alla definizione del materiale applicato ai diversi elementi. Sono stati quindi creati i due materiali di riferimento, l'okoumè e la betulla, come laminati ortotropi con le caratteristiche evidenziate in precedenza. Sono stati successivamente definiti i diversi strati delle lamine, considerando 5 strati con orientamento 45/-45/0/-45/45 per ogni materiale con spessori delle lamine di 0.6 mm per il rivestimento e le centine (totale

di 3 mm) e 1.2 mm per i due longheroni (totale di 6 mm).
Sono state successivamente applicate le proprietà meccaniche ai diversi componenti, identificati come elementi shell. Successivamente sono stati creati i nodi necessari per realizzare la mesh strutturale e sono stati distanziati in modo da avere una mesh soddisfacente sia per i tempi di calcolo sia per l'accuratezza dei risultati. A questo punto il programma, conoscendo la posizione dei nodi, crea la mesh strutturale.

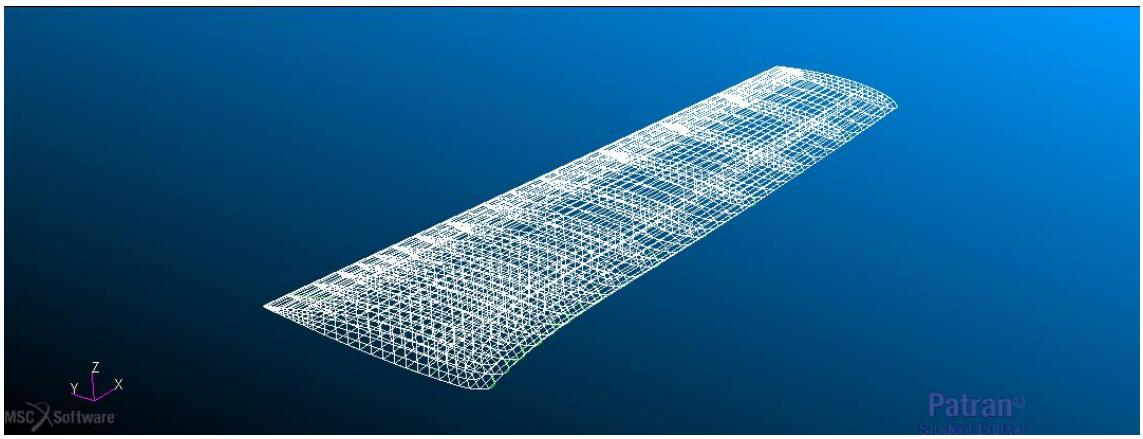


Figura 5.6: Modello elementi finiti Patran

Quindi si è passati alla definizione dei vincoli e dei carichi applicati. Come vincolo strutturale è stato definito l'incastro alla radice dell'ala. I carichi sulla struttura dovuti alla distribuzione di portanza sono stati applicati sui longheroni in corrispondenza della linea dei centri di pressione dell'ala e sono stati distribuiti in modo da essere applicati in corrispondenza del raccordo con le centine. Sono stati successivamente applicati i carichi concentrati in rappresentanza del peso strutturale e del peso del serbatoio di combustibile.

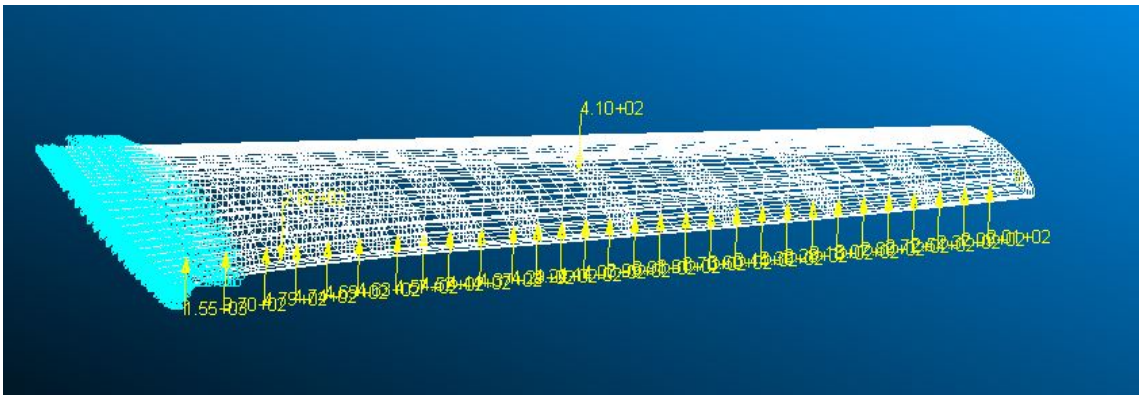


Figura 5.7: Modello dei carichi e dei vincoli su Patran

5.2.4 Risultati analisi lineare statica

Dop aver specificato la mesh strutturale, le proprietà, i vincoli ed i carichi, è stato definito su Patran il tipo di analisi da svolgere sulla struttura, ovvero un'Analisi 101 o Analisi Lineare Statica, specificando così i risultati desiderati. A questo punto Patran ha creato il file in formato .xdb e lo ha caricato sul software di post-processing, MSC Nastran per l'analisi vera e propria. Terminata l'analisi sono stati stampati a schermo i risultati su Patran. Dall'analisi svolta risulta che lo spostamento all'estremità alare, la freccia, è di circa 46 cm. Questo dato risulta essere un risultato accettabile, considerata la semplificazione effettuata nella costruzione dellla geometria della struttura, e rappresenta un buon elemento di partenza per l'effettiva prova statica sulla struttura, che sarà sicuramente più rigida portando ad una deformazione meno marcata.

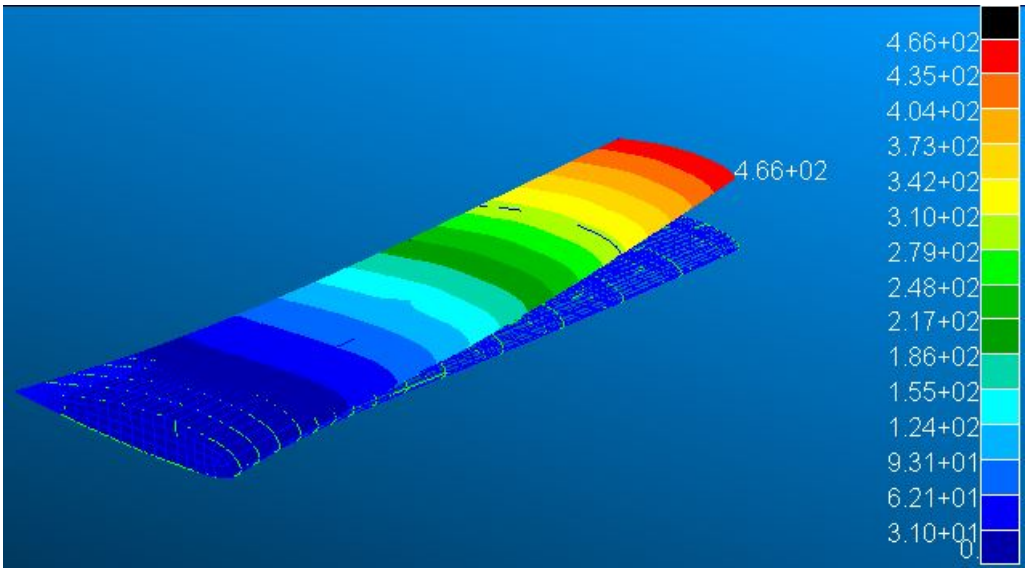


Figura 5.8: Deformazione ala

La zona più sollecitata risulta essere l'attacco alare, nel quale si concentrano gli sforzi più elevati; abbiamo circa 33 MPa applicati in corrispondenza della congiunzione ala fusoliera. Questa soluzione può essere motivata in parte dalla scelta di spessori molto piccoli e inoltre bisogna considerare che il legno non presenta lo stesso comportamento di un materiale metallico. Sul longherone principale la massima tensione di circa 28 MPa sul primo strato interno a causa dell'applicazione dei carichi lungo tutta la sua lunghezza e a causa dell'elevato valore del momento risultante. Se si considera l'ultimo strato dello spessore del longherone, si nota che la tensione aumenta fino a 48 MPa, sempre al di sotto del limite di 70 MPa del materiale. Aumentando lo spessore del longherone si ottiene una diminuzione della tensione massima applicata su di esso.

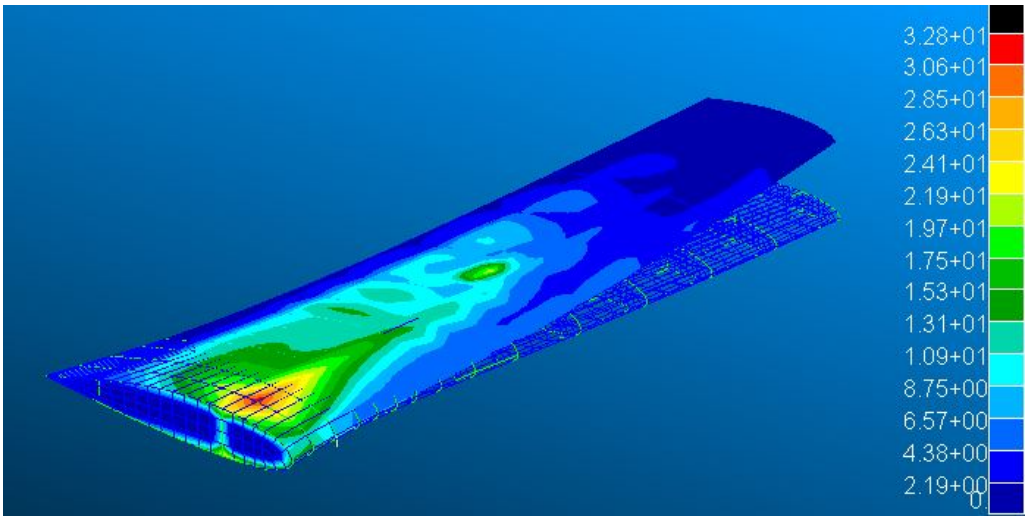


Figura 5.9: Tensioni sull'ala

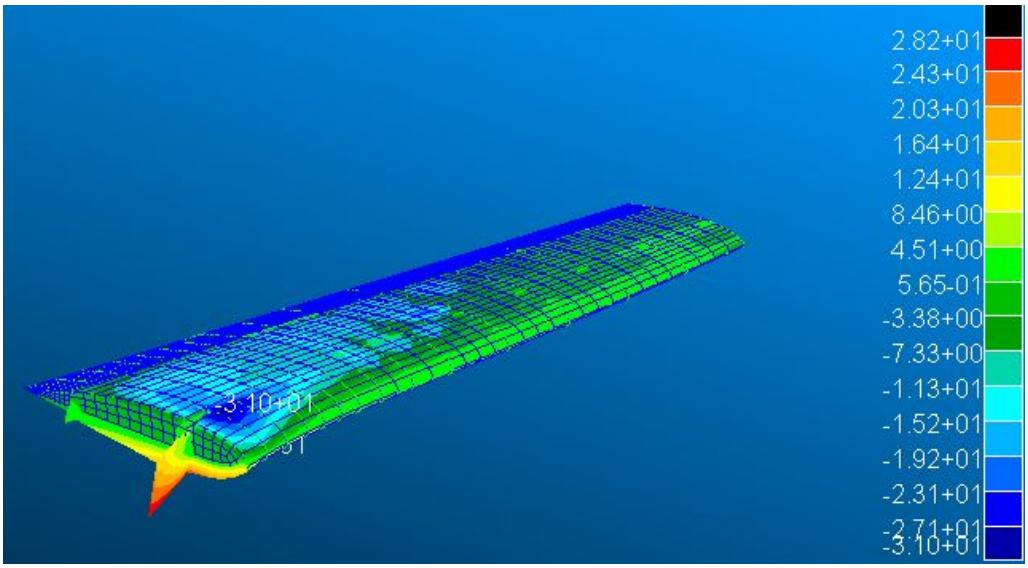


Figura 5.10: Tensioni in direzione longitudinale sull'ala

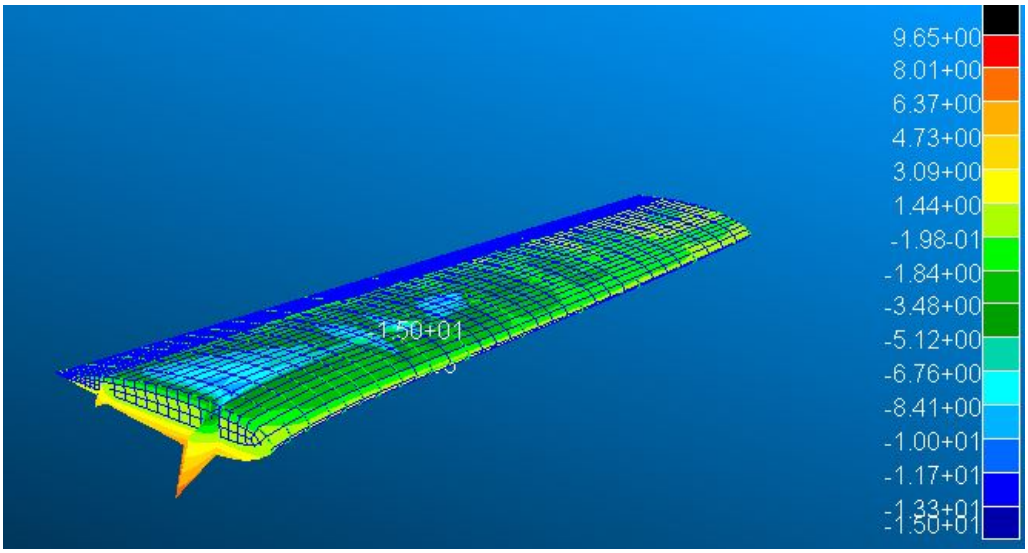


Figura 5.11: Tensioni in direzione trasversale sull'ala

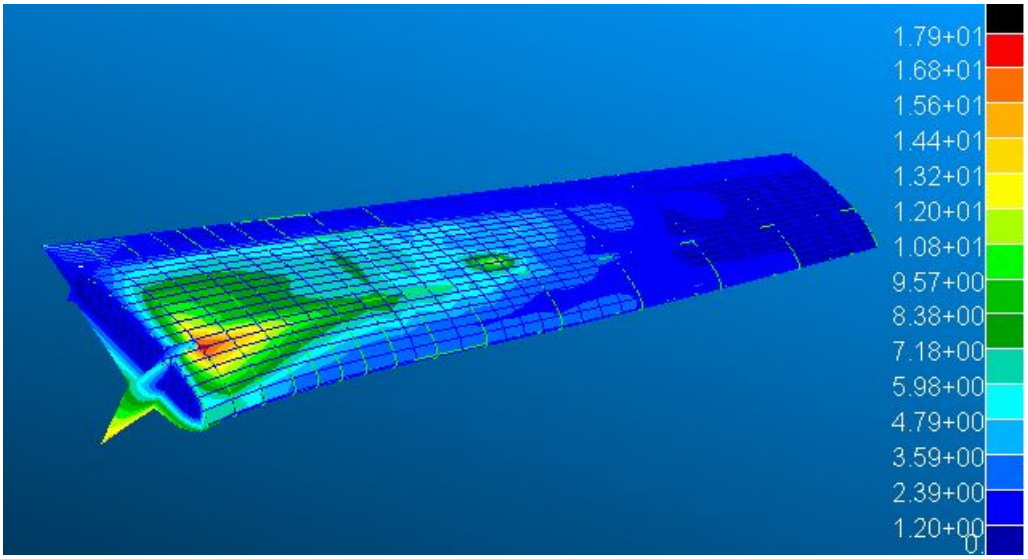


Figura 5.12: Sollecitazioni massime a taglio ala

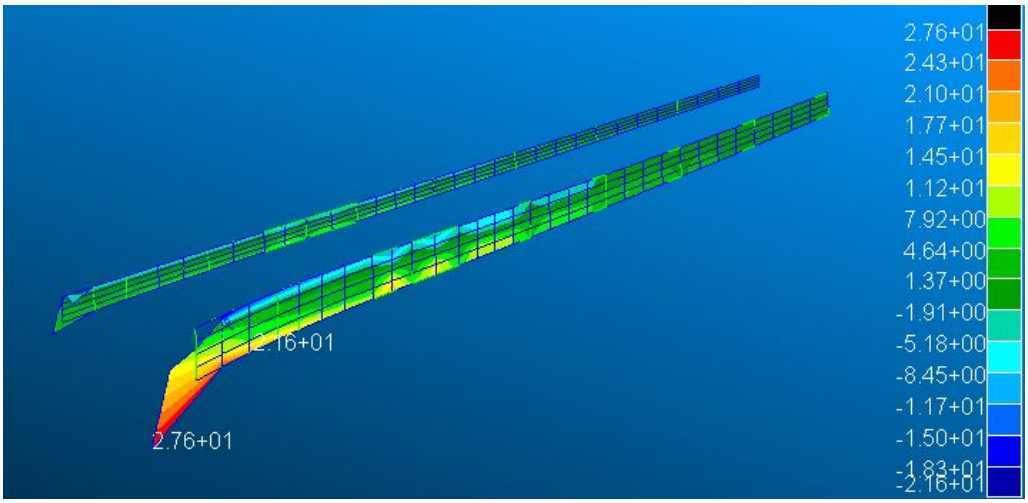


Figura 5.13: Tensioni sui longheroni

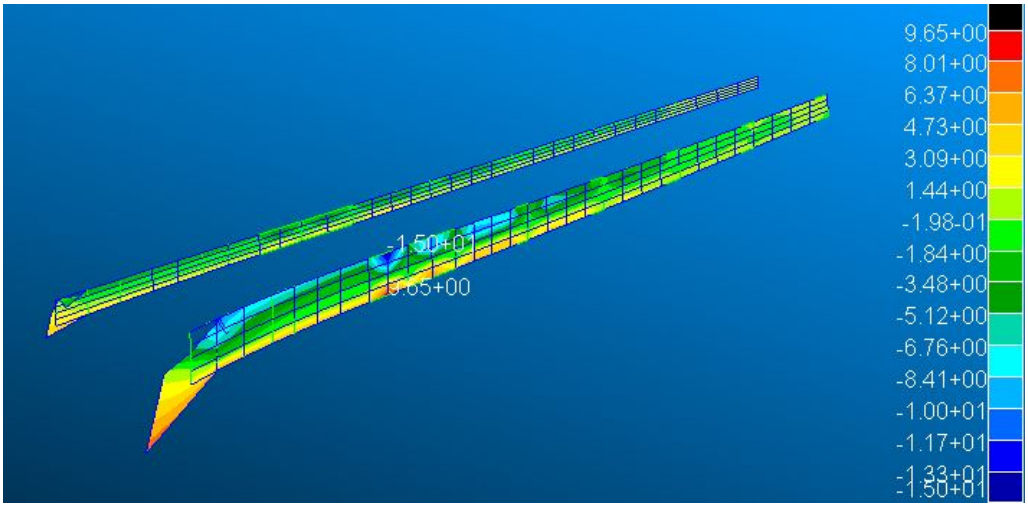


Figura 5.14: Tensioni sui longheroni

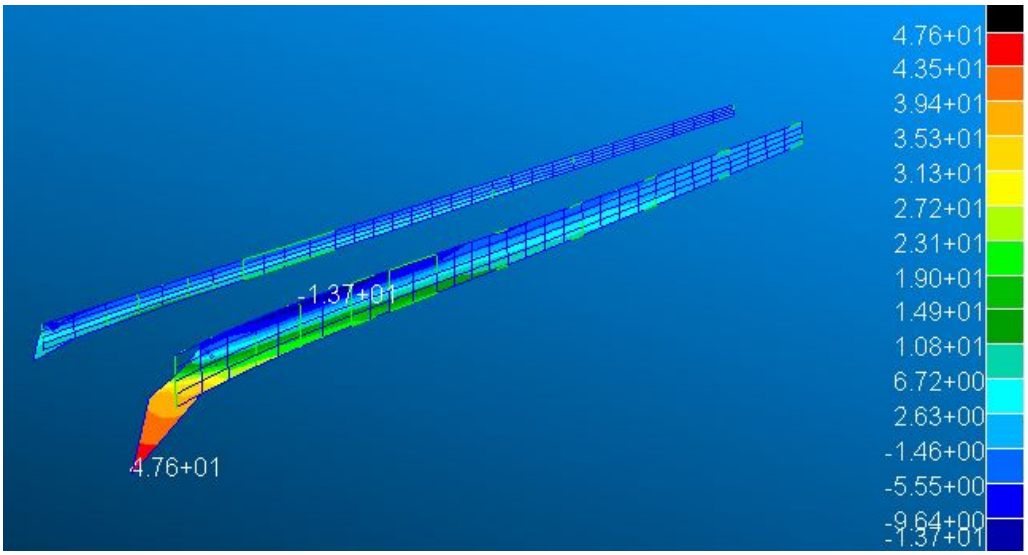


Figura 5.15: Tensioni sui longheroni

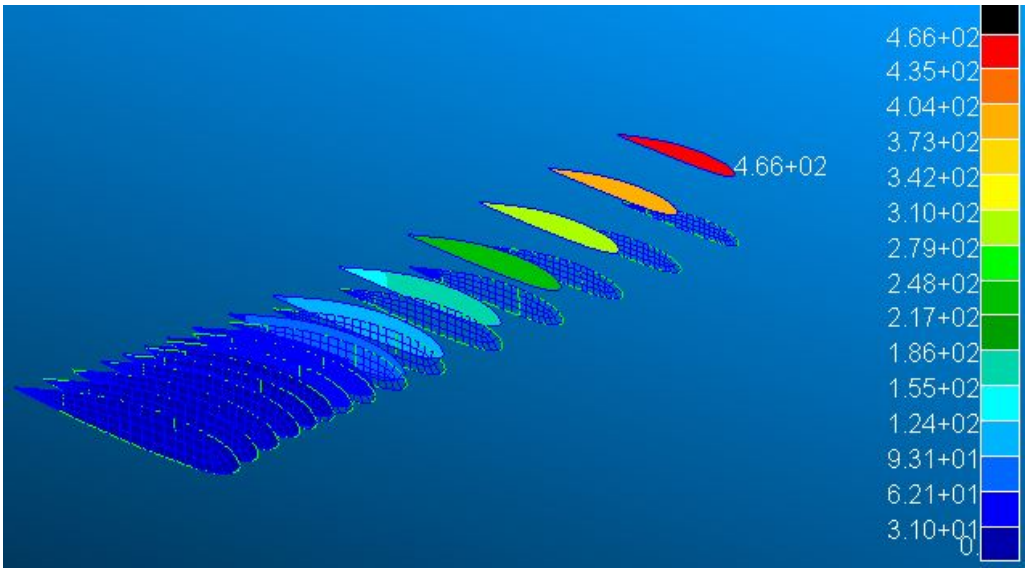


Figura 5.16: Deformazioni centine

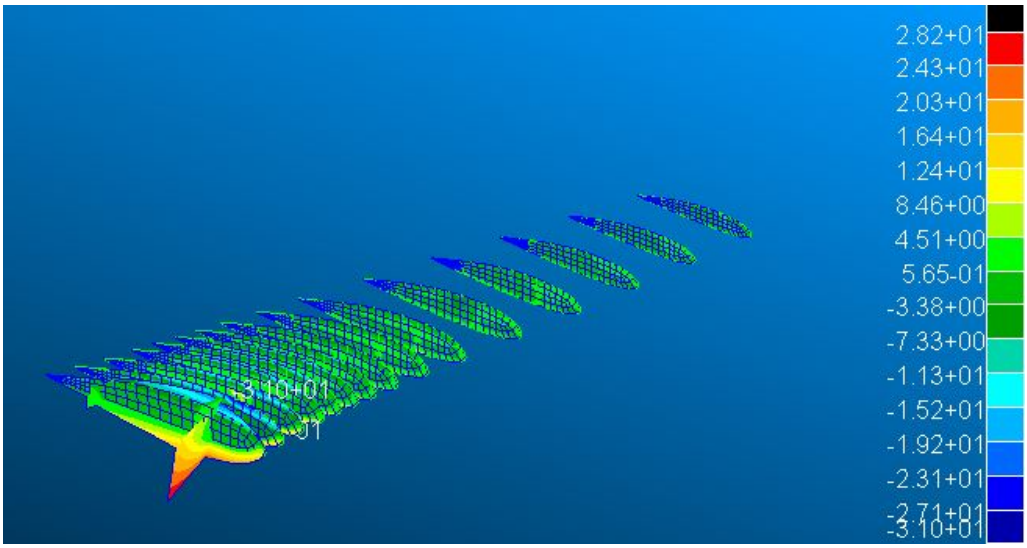


Figura 5.17: Tensioni sulle centine

La centina presente in corrispondenza della radice risulta essere la più sollecitata, restando all'interno dei limiti fisici del materiale, poichè il vincolo di attacco è stato specificato in corrispondenza della sua posizione. Sul rivestimento si nota una concentrazione di sollecitazione in corrispondenza delle prime centine più vicine alla radice. Si noti che i dati ottenuti rappresentano una stima iniziale che dovrà essere successivamente validata da simulazioni più dettagliate.

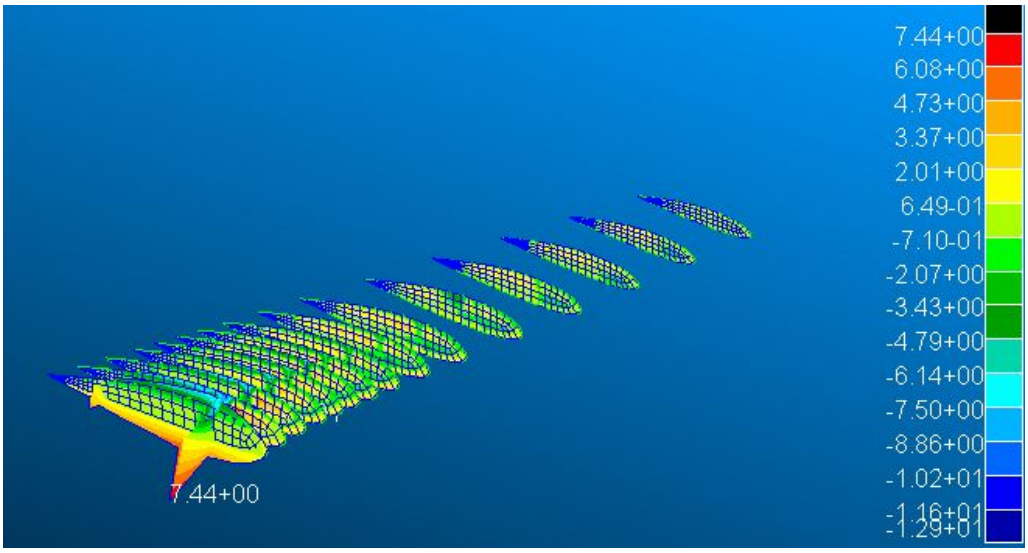


Figura 5.18: Tensioni sulle centine

5.2.5 Preparazione prova statica

L'analisi agli elementi finiti svolta sulla superfice alare dell'MA-15 è stata realizzata in vista di una successiva prova statica. Questa è una prova strutturale che permette di verificare la rigidità della struttura alare all'applicazione di un carico distribuito lungo la sua lunghezza. In 'laboratorio' questi carichi, che costituiscono una distribuzione di pressione, vengono rappresentati da un certo numero di sacchi, riempiti con un materiale di un certo peso (in genere si usa la sabbia o il cemento). Utilizzando la distribuzione di portanza ottenuta dalla conoscenza del coefficiente di portanza stesso lungo la semiapertura alare, è stato possibile determinare il peso in Newton, necessario a simulare la condizione di volo librato. La portanza complessiva applicata sulla singola semiala, come specificato nei paragrafi precedenti, risulta essere di 15000 N ed è stato distribuito lungo 35 stazioni per

simulare l'effettivo andamento della distribuzione di forza sulla semiala. Chiaramente la suddivisione in un così alto numero di stazioni rappresenta una congettura puramente teorica, poichè nella pratica risulta difficile distribuire un carico del genere in così tante sezioni, soprattutto se si considera la dimensione dei sacchi di sabbia utilizzati. I sacchi generalmente utilizzati pesano generalmente 25 kg e considerando un carico di portanza sulla semiala pari a 15000 N, in condizione di massimo fattore di carico n=5, risultano quindi necessari per ogni semiala:

$$\frac{15000N}{9.81\frac{m}{s^2} * 25kg} \approx 60 \; sacchi \; di \; sabbia \tag{5.4}$$

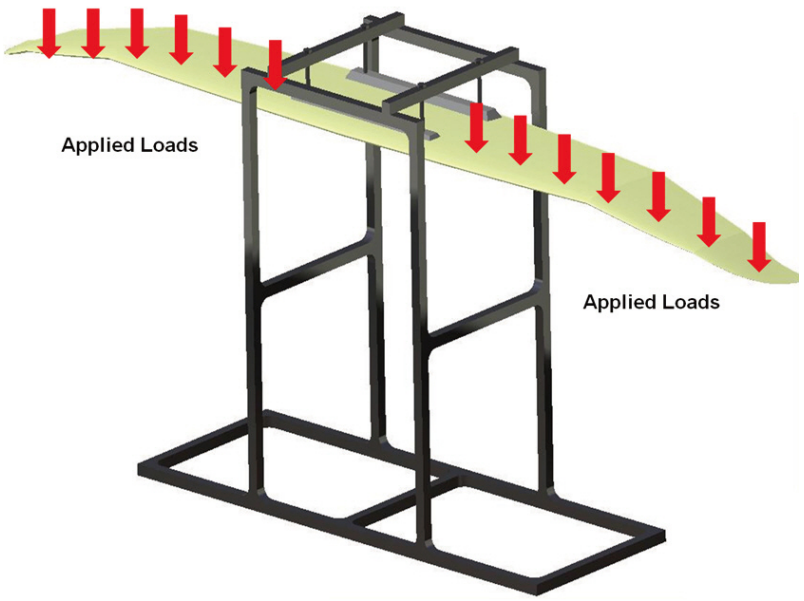


Figura 5.19: Schema prova statica

Capitolo 6

Compliance checklist e prove di volo

Nei capitoli precedenti sono stati introdotti gli aspetti principali del panorama normativo aeronautico, focalizzando l'attenzione su quelli dedicati ai velivoli leggeri. Abbiamo visto come l'omologazione di un velivolo passi per la verifica di determinati requisiti, i quali sono contenuti all'interno dei documenti forniti dall'ente normativo interessato, e come sia necessario dimostrare la conformità ai detti requisiti, al fine di garantire un livello di sicurezza adeguato.
Anche il velivolo in esame, l'MA-15 è stato e sarà sottoposto a diverse analisi per verificare la rispondenza alle linee guida fornite dai regolamenti EASA. Per fare ciò è stata realizzata una *compliance checklist* delle specifiche richieste dall'Allegato V del D.P.R. 133/2010, per la certificazione a ultraleggero avanzato, con relativa verifica di rispondenza ad ognuna di esse, quando pertinente. Si faccia attenzione che il progetto del velivolo è stato effettuato a 600 kg, nell'eventualità di un aggiornamento, in futuro, alla categoria degli LSA, però nella pratica viene trattenuto a 450 kg in conformità con l'Allegato V. Un elemento

fondamentale nella definizione delle verifiche di rispondenza viene rappresentato dalle prove di volo; è solo attraverso l'applicazione pratica di test in volo che è possibile verificare l'effettiva funzionalità dell'aeroplano ed è pertanto necessaria un'attenta pianificazione. Vedremo quindi di seguito di entrare nel dettaglio di queste importanti fasi del processo di certificazione dell'MA-15.

6.1 Controllo di conformità

La prima operazione che è stata svolta, come detto, è il controllo di conformità con l'Allegato V. Questa procedura permette di verificare che i dati ottenuti attraverso le analisi progettuali e le prove di volo siano in accordo con quanto richiesto dalla normativa. La compliance checklist verrà quindi completata una volta effettuate le prove di volo e raccolte le informazioni relative alle prestazioni del velivolo. Essa è stata costruita presentando in una colonna i requisiti definiti dalla normativa con relativo paragrafo di riferimento, e in un'altra la rispondenza del velivolo a tali requisiti. Di seguito viene presentato uno stralcio della compliance nel quale vengono definiti i requisiti definiti nell'Allegato V nel capitolo C inerente la Struttura. In esso viene definito il margine di sicurezza presentato dalla normativa e l'effettivo margine utilizzato durante le analisi e come le analisi strutturali sul velivolo debbano essere svolte a contingenza per evitare rischi di rottura dei componenti.

DPR 133/2010 – Allegato V – Compliance check-list					
Requisito	**Par.**	**p.to**	**pag.**	**Rispondenza**	**Doc.**
CARICHI	PAR.301		150		
Tutti i requisiti di resistenza sono specificati in termini di carichi di contingenza		a)			
I carichi di robustezza sono i carichi di contingenza moltiplicati per i fattori di sicurezza prescritti		b)			
FATTORI DI SICUREZZA	PAR.303		150		
Salvo diversamente disposto, deve essere usato il fattore di sicurezza di 1.5.				Il calcolo dei carichi è stato effettuato utilizzano fattore di sicurezza = 1.5	
RESISTENZA E DEFORMAZIONE	PAR.305		150		
I carichi di contingenza non devono creare deformazioni permanenti ne' deformazioni di entità tale da compromettere la sicurezza di impiego. In particolare i comandi di volo devono mantenere la loro completa funzionalità sotto carico.		a)	150/151	Documentare con calcoli. Dimostrazione anche con prove a terra	
La struttura deve essere capace di sopportare i carichi di robustezza con un margine di sicurezza positivo (dimostrabile con metodi analitici), o senza cedimenti per almeno tre secondi (dimostrazione con prova statica).		b)		Meglio dimostrazione con carichi analitici. Prova a robustezza potenzialmente pericolosa per la struttura Dimostrazione eseguita mediante calcoli analitici (vedere sezioni successive), verificando allineamento con valori sperimentali in condizioni di sola contingenza.	

Figura 6.1: Modello elementi finiti Patran

6.2 Prove di volo

La validazione dell'operabilità dei sistemi presenti a bordo del velivolo e, di conseguenza, dell'interfaccia uomo/macchina, passa necessariamente per le prove di volo. In questo paragrafo verranno presentate le principali tabelle realizzate, necessarie al rilevamento, durante le prove di volo, di determinate caratteristiche del velivolo. Si noti che per la realizzazione di queste carte di volo sono stati utilizzati gli emendamenti 4 e 5 delle CS 23 dell'EASA [27] e l'Advisory Circular AC23-8C della FAA [40]. Oltre alla già discussa tendenza all'uniformità dei requisiti, i quali si presentano pressocchè identici in tutti i regolamenti, le specifiche contenute in questi documenti ci permettono di avanzare nella certificazione di velivoli di classe più leggera (essendo il peso del velivolo inferiore al limite massimo della specifica), e cosa ancora più importante, il D.P.R. 133 italiano deriva dai regolamenti europei, i quali sono armonizzati con i corrispettivi americani; pertanto l'utilizzo in parallelo dei regolamenti americano, europeo ed italiano risulta

adeguato allo scopo di questo progetto. In particolare la guida alle prove di volo, presente nell'Advisory Circular 23-8C, risulta essere ricca di informazioni utili alla realizzazione pratica delle prove, con illustrazione dettagliata delle operazioni da svolgere direttamente sul campo.

Per quanto riguarda la pianificazione delle prove, la gestione delle stesse è funzione dell'ottimizzazione della prova: vengono effettuate insieme una serie di prove e non si effettuano prove per più di un'ora di volo, perchè in quell'ora si determina la progressiva variazione del peso del carburante, il quale agisce sul baricentro, andando a influenzare così la prova stessa. L'obiettivo è quindi quello di concentrare, nel periodo di tempo in cui si vola, il maggior numero possibile di prove, organizzandole con un senso logico, senza fare prove troppo diverse tra loro, sfruttando nel miglior modo possibile il tempo a disposizione. Per la realizzazione delle prove si segue, come detto, la AC23-8C americana, una guida completa di tutte le manovre da effettuare per verificare le prestazioni del velivolo.

Durante la pianificazione è necessario tenere in considerazione diversi fattori che possono influenzare le prove. Tra questi abbiamo tutti i problemi di natura metereologica, quali il freddo, il caldo o la nebbia e questi elementi forniscono condizioni falsate al tester. Una volta raccolti i dati dalle numerose prove è necessario quindi ridurli in aria tipo: la variazione dei fattori atmosferici, quali pressione, temperatura e densità è molto difficile da predire. Per questo motivo viene considerata un'atmosfera standard nella quale le relazioni presenti tra pressione, temperatura e densità son ben definite. I metodi di riduzione dei dati in aria tipo sono stati estrapolati dalla AC23-8C e verranno

presentati successivamente. Vedremo nei successivi paragrafi le principali caratteristiche richieste dalle diverse sezioni dell'allegato V del D.P.R. 133, con le corrispondenti carte di volo. Prima di descrivere le carte di volo con le relative caratteristiche, vengono presentate le sigle utilizzate all'interno delle varie tabelle:

Legenda variabili prove

CG	Baricentro
LG	Landing Gear
MAP	Manifold pressure
O.A.T.	Temperatura esterna dell'aria
P	Pressione atmosferica in quota
RPM	Numero di giri motore
V_A	Velocità di manovra
V_C	Velocità di crociera
V_D	velocità di picchiata
V_{cas}	Velocità di volo calibrata
V_{eas}	Velocità di volo equivalente
V_{ias}	Velocità di volo indicata
V_F	Velocità con i flap estesi
V_H	Velocità massima in volo livellato alla massima potenza
V_{NE}	velocità limite da non superare
V_r	Rotation speed
V_{ref}	Velocità nominale di atterraggio
V_{s0}	Velocità di stallo in atterraggio
V_{s1}	Velocità di stallo in una specifica config.
V_{trim}	Velocità di trim
V_y	Velocità di salita rapida

6.2.1 Limiti distribuzione carico

Le prove di volo devono essere effettuate per dimostrare, come detto, la rispondenza ai requisiti definiti nell'Allegato V; tale verifica deve essere effettuata nelle condizioni più critiche di peso e baricentro. E' necessario quindi conoscere la posizione del baricentro a vuoto e la sua posizione più avanzata ed arretrata, considerando il peso degli

occupanti compreso tra 60 e 90 kg ciascuno [1]. Vediamo quindi di seguito come viene calcolata la posizione del baricentro del velivolo.

Posizione del baricentro

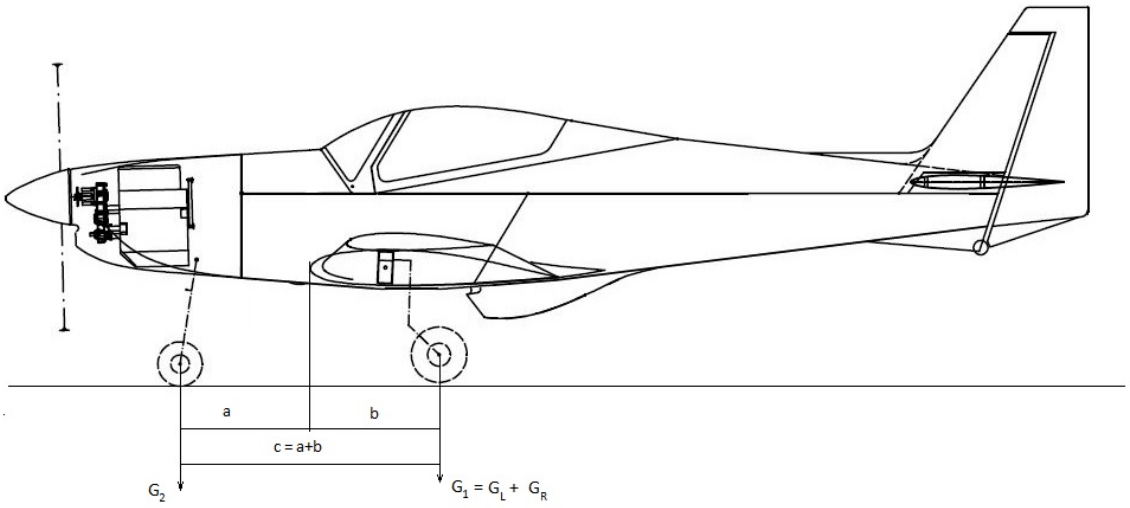


Figura 6.2: Schema calcolo posizione CG

Per calcolare la posizione del baricentro vengono utilizzati, come dati, i valori del peso calcolato sul piatto di una bilancia, rispettivamente sulle ruote posteriori principali (G_1) e sulla ruota anteriore (G_2) del velivolo. Utilizzando come riferimento il bordo d'attacco alla radice dell'ala, si calcola posizione del baricentro nel seguente modo:

$$CG = \frac{b \cdot G_1 - a \cdot G_2}{G_1 + G_2}, \tag{6.1}$$

dove **a** è la distanza tra l'asse della ruota anteriore e il bordo d'attacco dell'ala alla radice e **b** è la distanza tra l'asse del carrello principale e il bordo d'attacco dell'ala.
La posizione del baricentro viene poi scritta in funzione della Corda Media Aerodinamica (MAC), come percentuale, nel seguente modo:

$$CG_{MAC} = \frac{CG \cdot R}{MAC} \cdot 100, \tag{6.2}$$

dove **R** è la distanza tra il bordo d'attacco dell'ala e il bordo d'attacco della corda media aerodinamica.
Lo studio della variazione della posizione del baricentro viene effettuata utilizzando zavorra fissa o amovibile.

Generalità						
Limiti distribuzione carico						
Riferimenti	Peso Max (Kg)	Peso min (Kg)	CG a vuoto	Escursione CG	Limiti RPM	Limiti passo elica
CS 23.23						
CS 23.25						
CS 23.29						
CS 23.33						
Inserire margini di peso e baricentro entro cui è possibile operare in sicurezza.				Note:		

Figura 6.3: Limiti distribuzione carico

6.2.2 Prestazioni

Per quanto riguarda i requisiti sulle prestazioni è importante far notare come essi vengano riferiti alle condizioni di atmosfera standard (ISA), aria calma, al livello del mare e come per le velocità di volo sia necessario indicare il valore di velocità indicata (IAS) relativo al valore calibrato (CAS).

Velocità di stallo

Le velocità di stallo, al peso massimo, in configurazione di atterraggio, V_{S0}, o in una specifica configurazione, V_{S1}, vengono determinate mediante prove, dove deve essere applicata una progressiva diminuzione della velocità di 2 $\frac{km}{h \cdot sec}$, con manetta in idle, a peso massimo e con posizione del baricentro nella condizione più sfavorevole possibile [1].

Performance													
Stallo in potenza													
Riferimenti		Prove	Quota	P	OAT	Vy	Direzione prua	Flap	CG	RPM	Fuel flow	MAP	Test time
CS 23.45													
CS 23.49													
Vso	Vs1												
		1											
		2											
		3											
		4											
Le performance devono essere riportate in condizioni in aria calma e atmosfera standard. Le velocità di stallo devono essere determinate con un rateo di diminuzione di velocità non superiore a 2 km/h/sec con manetta al minimo, peso massimo e condizione più sfavorevole del baricentro.							Note:						

Figura 6.4: Stallo in potenza

Decollo

Durante la fase di decollo verrà rilevata la velocità rotazionale V_r, velocità alla quale il muso del velivolo inizia a ruotare in fase di decollo, imponendo come limite minimo la velocità di stallo V_{S1}.

Decollo													
Velocità di decollo													
Riferimenti	Prove	Quota	P	OAT	Vr	Vy	CG	Flap	RPM	Fuel flow	MAP	Take off time	Test time
CS 23.51													
CS 23.53													
	1												
	2												
	3												
	4												
Deve essere registrata la velocità di decollo a peso massimo, a potenza di decollo e al livello del mare. La Vr non deve essere minore di Vs1 (23.51).							Note:						

Figura 6.5: Velocità di decollo

Verrà inoltre rilevata la corsa del velivolo, su una pista erbosa, in piano, al livello del mare, con peso massimo al decollo, prima di prendere il volo. In questa fase sarà necessario specificare la configurazione dei

flap del velivolo. La determinazione della distanza di decollo viene considerata facoltativa.

Distanze di decollo													
Riferimenti	Prove	P	OAT	Dist. di rullaggio	Dist. Di manovra	Dist. Di involo	Dist. Di decollo	CG	Flap	RPM	Fuel flow	Take off time	Test time
CS 23.55													
CS 23.57													
CS 23.59													
CS 23.61													
	1												
	2												
	3												
	4												
Durante la fase di accelerazione alla velocità V2 di decollo, il muso non deve essere sollevato ad una velocità inferiore alla Vr.							Note:						

Figura 6.6: Distanza di decollo

Salita

La fase di salita deve essere effettuata, con potenza di decollo, in modo uniforme, con una velocità ascensionale almeno pari a 1.5 m/s.

Salita												
Riferimenti	Prove	Quota	P	OAT	Direzione prua	Vy	CG	Flap	RPM	Fuel flow	MAP	Test time
CS 23.63 to CS 23.71												
	1											
	2											
	3											
	4											
Retrarre il carrello e posizionare i flap in configurazione di decollo. Mantenere una velocità di salita di almeno 1.5 m/sec con potenza di decollo.						Note:						

Figura 6.7: Climb

Una particolare tecnica per determinare le prestazioni in salita sono le *sawtooth climbs* (letteralmente, salite a dente di sega),che indicano una serie di salite condotte a velocità di volo e potenza del motore

costanti in una determinata configurazione di volo. Durante le prove devono essere condotte un minimo di 3 serie di salite, una a livello del mare, una vicina alla quota limite ed una ad una quota intermedia.

Performance														
Sawtooth Climb														
Riferimenti	Prove	Quota	Peso	Direzione prua	CG	Vy	Vs1	Vcas	RPM	MAP	Fuel flow	Flap	Tempo iniziale prova	Tempo finale prova
CS 23.65														
	1													
	2													
	3													
	4													
Effettuare almeno 3 serie di Sawtooth Climb a 3 quote diverse; al livello del mare, alla quota massima consentita e ad una quota intermedia.						Note:								

Figura 6.8: Sawtooth Climb

I risultati ottenuti da ogni ogni prova vengono diagrammati in funzione della durata della prova e della relativa quota [27].

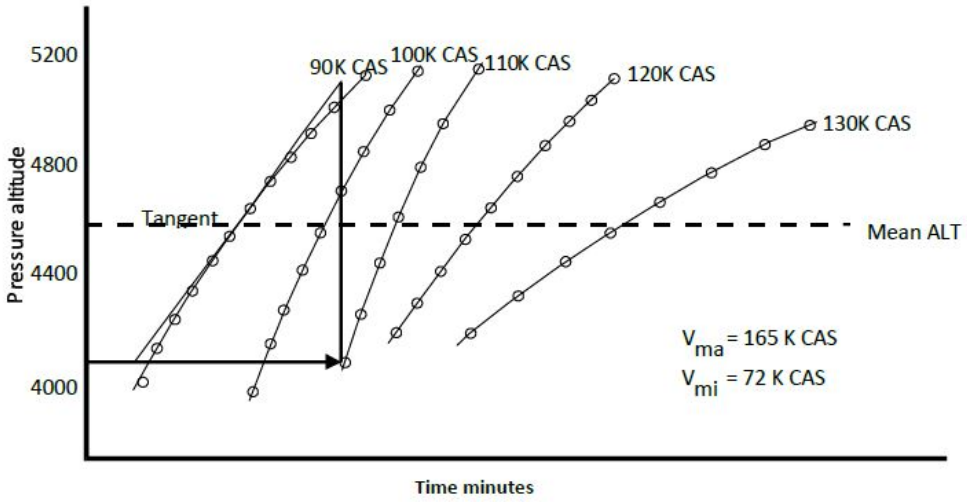


Figura 6.9: Rate of climb vs Airspeed

Il coefficiente angolare delle tangenti delle diverse curve rappresenta proprio il rate of climb ad una certa velocità di volo; dividendo l'incremento di quota per il tempo necessario a compiere quella salita, si

ottiene la velocità di salita. I risultati vengono poi diagrammati in funzione della velocità di volo; il picco della curva rappresenta la massima capacità di salita del velivolo alla quota considerata per quella pova:

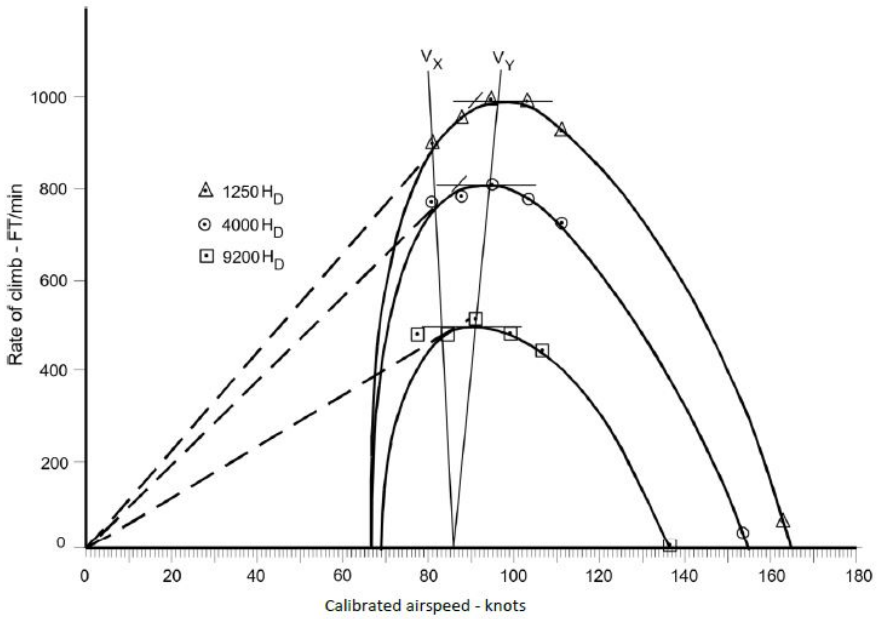


Figura 6.10: Rate of climb vs Airspeed

Atterraggio

La fase di atterraggio viene effettuata con manetta al minimo e flap estesi e sarà necessario determinare una distanza orizzontale dall'ostacolo di 15 m con una velocità di 1.3 V_{S0} fino a quando il velivolo non è completamente fermo, e la corrsa di rullaggio a terra. La determinazione della distanza di atterraggio a terra viene considerata facoltativa.

Atterraggio															
Riferimenti	Prove	Quota	Peso	P	OAT	Vref	Wind direction	Direzione prua	CG	LG	Flap	RPM	Fuel flow	MAP	Test time
CS 23.73															
CS 23.75															
	1														
	2														
	3														
	4														
La velocità Vref di atterraggio non deve essere minore della più grande tra la Vmc e 1.3 Vs0. Determinare la distanza di atterraggio partendo da una distanza dall'ostacolo di 15 m a velocità 1.3 Vs0.								Note:							

Figura 6.11: Atterraggio

Atterraggio mancato

Nel caso di atterraggio mancato il velivolo deve avere una velocità pari a 1.3 V_{S0}, configurazione a flap estesi, potenza di decollo e la pendenza di salita deve essere superiore ad 1/30.

Atterraggio mancato														
Riferimenti	Prove	Quota	Peso	P	OAT	Vref	Wind direction	Direzione prua	CG	Flap	RPM	Fuel flow	MAP	Test time
CS 23.77														
	1													
	2													
	3													
Mantenere un gradiente di discesa di almeno 1/30. Estrarre il carrello e posizionare i flap in configurazione di atterraggio. Velocità di discesa pari a Vref.							Note:							

Figura 6.12: Atterraggio mancato

6.2.3 Controllabilità e manovrabilità

Ogni prova che verrà effettuata sul velivolo dovrà rispondere ai requisiti di controllabilità e manovrabilità.

Controllo longitudinale

Questa sezione definisce quali caratteristiche debba possedere il velivolo in determinate condizioni di volo. Viene considerata una velocità di trimmaggio pari a 1.3 V_{S1}; ad ogni velocità inferiore il velivolo deve poter assumere una condizione di assetto picchiato in modo tale che il velivolo ritorni in equilibrio alla suddetta velocità di trim. Il velivolo deve inoltre risultare totalmente controllabile durante l'estensione e la retrazione dei flaps, nel campo di velocità normale.

Caratteristiche di volo													
Controllabilità e manovrabilità													
Controllo longitudinale													
Riferimenti	Prove	Quota	Peso	Direzione prua	CG	Vy	Vtrim	Flap	RPM	Fuel flow	MAP	Configurazione	Test time
CS 23.143													
CS 23.145													
	1												
	2												
	3												
	4												
L'aeroplano deve essere controllato durante le fasi di decollo, atterraggio, salita, volo livellato e a seguito di un malfunzionamento del motore. Deve essere possibile inoltre abbassare il naso del velivolo con l'aeroplano trimmato a 1.3 Vs1.							Note:						

Figura 6.13: Controllo longitudinale

Controllo latero-direzionale

In questa sezione viene indicato il comportamento che deve assumere l'aeroplano in determinate condizioni, considerando un azionamento dei comandi convenzionale: ruotando la barra di comando verso destra il velivolo dovrà abbassare l'ala in quella direzione e viceversa, e premendo il pedale destro il muso del velivolo si dovrà spostare in questo senso e viceversa. Vengono inoltre imposte delle caratteristiche più tecniche all'interno dell'Allegato: deve essere possibile passare da una configurazione con inclinazione di -30° in rollio ad una di +30° in

meno di 4 secondi ad una velocità di 1.3 V_{S0}, con flaps estesi e manetta chiusa, e a 1.2 V_{S1}, con flaps retratti e potenza al minimo. Per la verifica del controllo latero-direzionale, il velivolo deve inoltre essere in grado di completare un circuito totale con solo timone oppure coi soli alettoni, deve risultare controllabile in seguito all'applicazione di una rapida entrata ed uscita in imbardata e rollio, e le forze sul timone e suglio alettoni non devono cambiare verso all'aumentare delle deflessioni.

Caratteristiche di volo													
Controllabilità e manovrabilità													
Controllo latero direzionale													
Riferimenti	Prove	Quota	P	OAT	CG	Vy	Vtrim	Flap	RPM	Fuel flow	MAP	Configurazione	Test time
CS 23.147													
	1												
	2												
	3												
	4												
Deve essere possibile, con flap estesi e manetta al minimo, passare da una configurazione di -30° in rollio ad una di 30° entro 4 secondi a una velocità pari a 1.3 Vs0							Note:						

Figura 6.14: Controllo latero-direzionale

6.2.4 Forza di controllo equilibratore

Per quanto riguarda il controllo del comando di equilibratore deve verificarsi che ad un aumento del fattore di carico segua un aumento della forza di barra. Questa prova richiede che venga dimostrato in volo che lo sforzo di barra necessario a raggiungere il fattore di carico massimo sia di almeno 70 N.

Forza controllo equilibratore																
Riferimenti	Prove	Quota	Peso	P	OAT	Direzione prua	CG	Vtrim	Fattore di carico	Flap	LG	RPM	Fuel flow	MAP	Elevator force	Test time
CS 23.155																
	1															
	2															
	3															
	4															
Lo sforzo di barra necessario a raggiungere un fattore di carico massimo deve essere di almeno 70 N.									Note:							

Figura 6.15: Forza controllo equilibratore

6.2.5 Trimmaggio

Questa sezione indica i requisiti necessari a mantenere il velivolo in condizioni di equilibrio o di trim.

Trimmaggio longitudinale

Sul piano longitudinale l'Allegato fornisce un campo di velocità entro cui il velivolo deve poter essere trimmato, precisamente fra 1.4 V_{S1} e 0.9 V_H o V_C (quella minore tra le due) in volo orizzonatale, e in configurazione di atterraggio alla velocità di 1.3 V_{S1}.

Trim													
Trim longitudinale													
Riferimenti	Prove	Quota	Peso	Direzione prua	CG	Vtrim	Vy	LG	Flap	RPM	MAP	Stick force	Test time
CS 23.161													
	1												
	2												
	3												
	4												
Il velivolo deve essere trimmato a tutte le velocità comprese tra 1.4 Vs1 e la minore tra 0.9 Vh e Vc.							Note:						

Figura 6.16: Trim longitudinale

Trimmaggio latero-direzionale

Sul piano latero-direzionale invece il velivolo deve rimanere trimmato rispetto agli assi di rollio e imbardata, in volo livellato alla velocità

più bassa tra la V_C e 0.9 V_H, a comandi liberi.

Trim													
Trim latero-direzionale													
Riferimenti	Prove	Quota	Peso	Direzione prua	CG	Vtrim	Vy	LG	Flap	RPM	MAP	Stick force	Test time
CS 23.161													
	1												
	2												
	3												
	4												
In volo livellato alla velocità minore tra la Vc e 0.9 Vh, il velivolo deve poter rimanere trimmato rispetto agli assi di rollio e imbardata.							Note:						

Figura 6.17: Trim latero-direzionale

6.2.6 Stabilità

Stabilità statica longitudinale

Per quanto riguarda il piano longitudinale vengono fornite indicazioni sulle azioni da compiere per ottenere determinati risultati: per ridurre la velocità ad esempio è necessario applicare uno sforzo di barra a tirare, mentre per aumentarla è necessario spingere. Anche in questo caso è necessario considerare le configurazioni più critiche di potenza e posizione del baricentro e viene specificato che la stabilità statica longitudinale deve essere positiva da 1.2 V_{S1} fino a V_F/V_{NE}.

Stabilità															
Stabilità statica longitudinale															
Riferimenti	Prove	Quota	P	OAT	Direzione prua	CG	Vtrim	Vy	Vs1	Flap	RPM	MAP	Stick force	Fattore di carico	Test time
CS 23.173															
	1														
	2														
	3														
	4														
La stabilità statica longitudinale deve essere positiva da 1.2 Vs1 a Vf/Vne								Note:							

Figura 6.18: Stabilità statica longitudinale

Stabilità statica latero-direzionale

Si considera il velivolo in volo rettilineo uniforme, quando vengono azionati in direzioni opposte il comando di rollio degli alettoni e di imbardata del timone, ad ogni aumento dell'angolo di derapata deve seguire un aumento del comando di inclinazione laterale. La conformità non viene rispettata nel momento in cui si verifica un'inversione di sforzo sui comandi

Stabilità dinamica

Per quanto riguarda la stabilità dinamica si fa riferimento al modo di corto periodo, specificando che deve essere molto smorzato sia a comandi bloccati sia a comandi liberi, e al moto di lungo periodo, il quale non deve così instabile da aumentare il carico di lavoro del pilota o tale da danneggiare il velivolo.

Stabilità														
Stabilità dinamica longitudinale														
Modo Fugoide														
Riferimenti	Prove	Quota	Peso	P	OAT	Direzione prua	Posizione CG	Vmax excursion	Vmin excursion	Vy	Flap	RPM	MAP	Test time
CS 23.181														
	1													
	2													
	3													
	4													
L'oscillazione di lungo periodo non deve essere così instabile da causare l'aumento dello carico di lavoro per il pilota.								Note:						

Figura 6.19: Modo fugoide

6.2.7 Prova di stallo

Abbiamo visto nei precedenti paragrafi le principali prove che vengono effettuate in volo per normativa. Vedremo in questa sezione la procedura dettagliata della prova di stallo.

In generale uno stallo che avviene in una condizione con baricentro arretrato risulta essere più pericoloso della stessa condizione con baricento avanzato. A causa di queste considerazioni lo stallo viene studiato studiato innanzitutto nella condizione meno critica. Secondo quanto definito nell'AC23-8C la quota deve essere abbastanza bassa da permettere di impostare il 75

- Quando la velocità di trim è superiore alla velocità di stallo, è necessaria una forza di trazione sulla barra;

- Deve essere possibile effettuare manovre di rollio e imbardata utilizzando i controlli di rollio e direzionali senza che questi siano invertiti

- La quantità di rollio e imbardata incontrata durante le oprazioni di recupero.

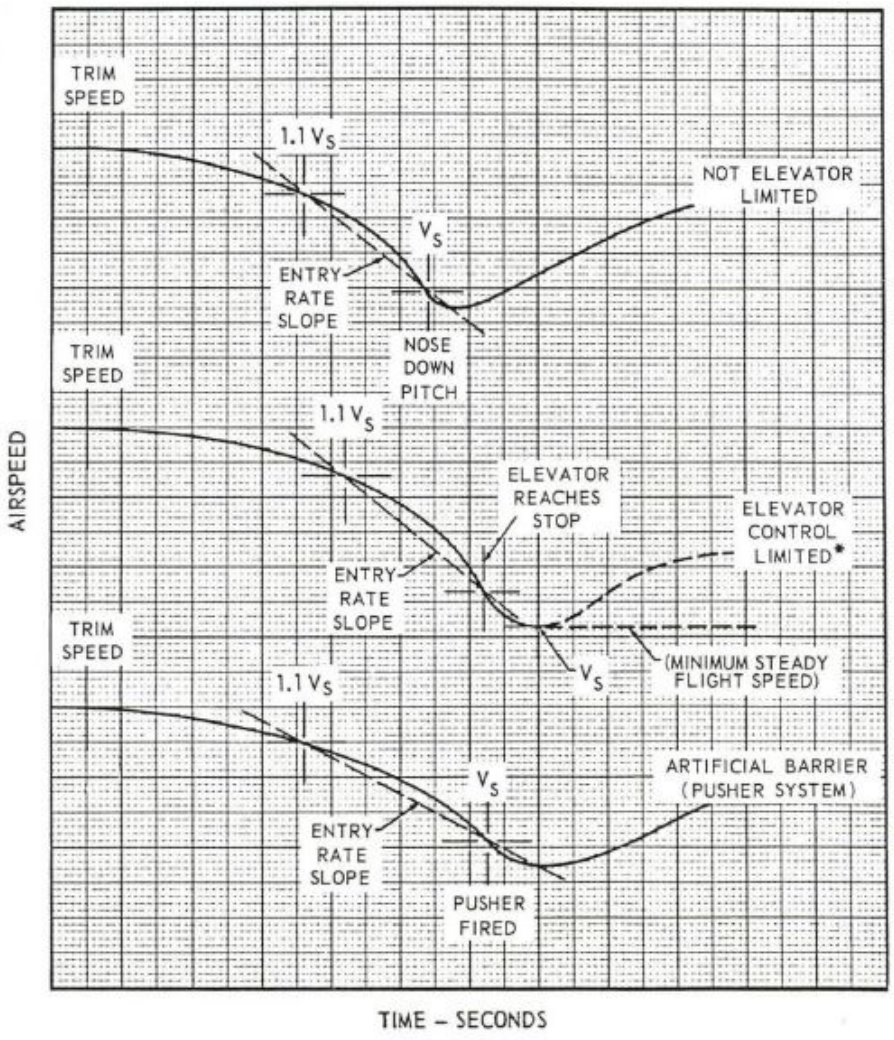


Figura 6.20: Velocità di stallo in varie configurazioni

La prova deve avere inizio con il velivolo nella configurazione desiderata e trimmato a circa 1.5 V_{S1}. Secondo normativa si dovrebbe rallentare l'aeroplano a circa 10 nodi sopra la velocità di stallo, poichè da quel istante in poi la velocità deve essere ridotta di un 1 nodo al secondo circa fino a quando non si raggiunge la condizione di stallo; all'arresto del velivolo si registra la velocità di stallo. Lo stallo deve essere studiato in ogni condizione di peso e baricentro per evidenziare

le situazioni più critiche.
Per quanto riguarda le superfici mobili, viene specificato che l'equilibratore e i flaps debbano essere posizionati con deflessione minima.

L'operatore a bordo del velivolo deve possedere un altimetro calibrato, un indicatore della velocità relativa, un accelerometro, un misuratore della temperatura dell'aria esterna e appropriati strumenti per il motore, come un manometro, un tachimetro e un strumento per rappresentare angoli di rollio, beccheggio e imbardata. Per la registrazione dei parametri strumentali viene richiesto che i dati vengano raccolti in tempo. E' necessario inoltre effettuare alcune correzioni sui parametri in gioco. Sono presenti infatti errori strumentali e di posizione che vengono corretti passando dalla velocità indicata IAS a quella calibrata CAS. Deve inoltre essere effettuata una correzione derivante dall'azione del peso: è necessario moltiplicare la velocità di stallo calibrata in prova per la radice quadrata del rapporto tra il peso del velivolo a terra ed il peso del velivolo in quota.

$$V_S = V_{ST}\sqrt{\frac{W_S}{W_T}} \tag{6.3}$$

Questa correzione viene applicata nel caso in cui il baricentro non sia variabile con il peso; nel caso in cui invece sia variabile, la velocità di stallo dovrebbe tenere in considerazione questa correzione.

6.2.8 Strumentazione

Abbiamo visto l'importanza delle prove di volo nel processo di certificazione del velivolo, ma non meno importanza viene data agli strumenti utilizzati durante queste operazioni. Vediamo quindi una breve panoramica degli elementi chiave, interni ed esterni al velivolo, e delle loro funzioni.

Strumenti di bordo

Gli strumenti presenti all'interno del velivolo sono fondamentali per acquisire e per trasmettere dati su posizione, velocità e sulle condizioni operative del velivolo in quel preciso istante. Gli strumenti che verranno installati all'interno del velivolo sono essenzialmente quelli richiesti dalla normativa, ovvero:

- un anemometro per determinare la velocità indicata;
- un altimetro per determinare la quota di volo, misurando la pressione atmosferica;
- un virosbandometro per derminare la velocità angolare in virata;
- un variometro per determinare la velocità verticale;
- un navigatore satellitare GPS integrato nel pannello AVMap EKP V, presentato in precedenza;
- una bussola;
- un indicatore del livello di carburante a bordo;
- un indicatore del livello di pressione e temperatura dell'olio motore;

- un contagiri del motore;
- una radio VHF.

Strumenti esterni

Per effettuare le prove è chiaramente necessaria la presenza di un operatore che, provvisto di cronometro e carte di volo, registri i dati necessari a rilevare le prestazioni del velivolo. E' inoltre possibile utilizzare elementi elettronici, quali tablet, per effettuare queste operazioni.

6.2.9 Taratura strumenti

Le prove vengono influenzate da due fattori principali, l'ambiente circostante in cui si va ad operare e gli strumenti stessi utilizzati. Per questo motivo è stata creata un'atmosfera standard dove esistono relazioni ben definite che permettono di eliminare la componente aleatoria data dall'ambiente circostante e diventa fondamentale in questo contesto la taratura degli strumenti. Vediamo di seguito una delle procedure presentate nell'AC23-8C per operare la taratura dell'altimetro di bordo, chiamata speed course method.
Questo metodo permette di calibrare l'indicatore di velocità andando a correggere l'errore di posizione sulle prese di pressione statica e dinamica, quindi direttamente sull'altimetro, e consiste nell'utilizzare un riferimento fisso di terra così da determinare la variazione tra la velocità indicata in volo e la velocità durante il passaggio del riferimento di terra del velivolo. Quindi è necessaria la presenza di un percorso di terra da seguire e di un cronometro per determinare la velocità impiegata nel percorrere quel determinato tracciato. Una velocità superiore

ai 250 knots (370 km/h) richiede ad esempio un tracciato lungo 5 miglia (9 km).
Questo test richiede aria calma e l'assenza di turbolenze e vento sopra i 10 knots. I percorsi devono essere effettuati in entrambe le direzioni per ridurre l'effetto del vento e la velocità ottenuta dal riferimento di terra deve poi essere mediata per eliminare tali effetti. Vediamo ora ora la procedura e la riduzione dei dati.

Procedura e riduzione in aria tipo

Il speed course method richiede che l'aeroplano venga stabilizzato ad una determinata quota alla velocità di volo con flap e carrello nella condizione desiderata, prima di entrare nel vivo della procedura. Successivamente viene richiesto di mantenere una velocità di volo, una quota ed un assetto costanti durante il percorso, poichè in questa fase vengono raccolti i dati, sia in una direzione sia in quella reciproca. L'operazione di registrazione dei dati attraverso un percorso definito deve essere effettuata almeno 5 volte per fornire un'adeguata taratura. I dati che vengono raccolti durante questa procedura sono:

- Il tempo necessario ad eseguire il percorso;
- La pressione in quota;
- La temperatura totale dell'aria;
- La velocità indicata;
- La configurazione dei flap e del carrello.

E' necessario considerare l'errore dello strumento poichè l'applicazione diretta delle pressioni statiche e dinamiche sulla velocità determinata

dallo stesso è la causa principale di erroneità, insieme all'errore di posizione. All'aumentare della velocità e della quota di volo è necessario tenere in considerazione una correzione sulla compressibilità poichè la pressione totale sulla presa di pitot è generalmente più grande di quanto non sia nel caso incompressibile.

Capitolo 7

Conclusioni

Nei precedenti capitoli è stato presentato l'MA-15, un velivolo caratterizzato da elementi particolari che lo rendono fortemente innovativo. L'utilizzo di un materiale come il legno è una delle caratteristiche di cui si sta parlando; in questo settore, dove vengono ampiamente utilizzati i materiali metallici ed i compositi, sono pochi e limitati i casi in cui si adopera il legno. Questo materiale è stato utilizzato per le sue buone prestazioni, la sua ottima lavorabilità e soprattutto per la sua capacità di non essere soggetto alle difficoltà presentate dal fenomeno della fatica. L'innovazione non si limita al materiale utilizzato: abbiamo visto come sia stato installato un motore automobilistico, modificato accuratamente per rispondere alle necessità del velivolo, e come sia in fase di sviluppo un modello di MA-15 caratterizzato dall'utilizzo del fly-by-wire come sistema di controllo dei diversi comandi di volo.

Il lavoro svolto in questo elaborato ha avuto come obiettivo quello di esaminare le normative vigenti sui velivoli ultraleggeri e di applicare tali regolamenti, in particolare il D.P.R. 133/2010, all'MA-15. E' stata

realizzata una prima analisi strutturale sull'ala in vista di una successiva applicazione pratica attraverso delle prove statiche. I risultati ottenuti risultano essere attendibili, presentando una deflessione del tip alare accettabile ed entro il campo elastico dei materiali selezionati e sono da considerarsi come una stima teorica della successiva fase pratica. E' stata quindi analizzata attraverso una compliance checklist la rispondenza ai requisiti stabiliti dalla normativa e sono state infine realizzate le carte di volo, necessarie alla verifica degli ultimi requisiti e al raggiungimento della conclusione del processo di certificazione.
I risultati ottenuti, fino a questo momento, rispecchiano quelli che sono i requisiti definiti nell'Allegato V del D.P.R. 133 e costituiscono un'ottima base di partenza per l'omologazione del velivolo; restano da svolgere le prove sul velivolo, a terra e in volo, come passo conclusivo del processo di certificazione.

Bibliografia

[1] *Gazzetta Ufficiale della Repubblica Italiana*, DECRETO DEL PRESIDENTE DELLA REPUBBLICA, n. 133, 9 luglio 2010.

[2] Filippo De Florio, *Airworthiness, An Introduction to Aircraft Certification and Operations*, 3rd ed. Butterworth-Heinemann, 2016.

[3] The Convention on International Civil Aviation, *Annexes 1 to 18*.

[4] ICAO, *Airworthiness Manual*, Doc 9760, 2014.

[5] European Aviation Safety Agency, *Official Journal of the European Union*, "COMMISSION REGULATION (EU) No 748/2012", 2012.

[6] *http://www.faa-aircraft-certification.com/far-21.html*.

[7] *https://jaato.com/page/101/*.

[8] *https://www.skybrary.aero/index.php/European_Aviation_Safety_Agency_(EASA)*.

[9] *http://www.fog.it/legislaz/cn-0687-0690.htm*.

[10] *http://www.faa-aircraft-certification.com/21-175-airworthiness-certs.html*.

[11] European Aviation Safety Agency, *Regulation (EC) No 1592/2002*, 2002.

[12] European Aviation Safety Agency, *Commission Regulation (EC) No 1702/2003*, 2003.

[13] European Aviation Safety Agency, *Commission Regulation (EC) No 2042/2003*, 2003.

[14] European Aviation Safety Agency, *Regulation (EC) No 216/2008*, 2008.

[15] European Aviation Safety Agency, *Commission Regulation (EC) No 748/2012*, 2012.

[16] European Aviation Safety Agency, *Commission Regulation (EC) No 800/2013*, 2013.

[17] European Aviation Safety Agency, *Commission Regulation (EC) No 1321/2014*, 2014.

[18] European Aviation Safety Agency, *Commission Regulation (EC) No 2016/4*, 2016.

[19] European Aviation Safety Agency, *Regulation (EC) No 2018/1139*, 2018.

[20] European Aviation Safety Agency, *AMC/GM to Part-21 — Issue 2, Amendment 7*, 2017.

[21] *https://www.skybrary.aero/index.php/Certification_of_Aircraft-_Design_and_Production*.

[22] *https://www.eda.europa.eu/experts/airworthiness/mawa-documents.*

[23] ICAO, *MANUAL ON THE REGULATION OF INTERNATIONAL AIR TRANSPORT*, Doc 9626, 3rd ed., 2016.

[24] *https://www.skybrary.aero/index.php/Ultralight/Microlight_Aircraft*

[25] *https://www.law.cornell.edu/cfr/text/14/103.1*

[26] *https://www.caa.co.uk/General-aviation/Aircraft-ownership-and-maintenance/Types-of-aircraft/Microlights/*

[27] European Aviation Safety Agency, *Easy Access Rules for Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes (CS-23) (Amendment 4)*, 2018.

[28] European Aviation Safety Agency, *Easy Access Rules for Normal-Category Aeroplanes (CS-23) (CS Amendment 5, AMC/GM Issue 1)*, 2018.

[29] Nicholas K. Borer, "Development of a New Departure Aversion Standard for Light Aircraft", 17th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, 2017.

[30] *http://www.pilotweb.aero/features/flighttests/flighttestbffk9elasw14328255*

[31] *https://www.diamondaircraft.com/aircraft/da42/*

[32] Federal Aviation Administration, *FAA Validation Of EASA Country Small Airplanes-Significant Standard Differences (SSD)*,2018

[33] European Aviation Safety Agency, *Certification Specifications for Very Light Airplanes CS-VLA*, Amendment 1, 2009

[34] *https://www.tecnam.com/aircraft/p2002-jf/*

[35] *Certification Specifications for Light Sport Airplanes CS-LSA*, Amendment 1, 2013

[36] *https://www.astm.org/Standard/enterprise-compass.html*

[37] ANACNA, *Analisi del DPR n.133/2010 ed impatti sui Servizi del Traffico Aereo in Italia*, 2011

[38] *http://avionics.avmap.it/en/products/ekp-v/*

[39] *http://dida.fauser.edu/dispro/ProgettoAER/Testo_esercizi/norme_FAR23.htm*

[40] Federal Aviation Administration, *Advisory Circular 23-8c*, 2011.

[41] Frederick N. Stoliker, *Introduction to Flight Test Engineering*, AGARD: AGARDograph 300: Flight Test Techniques Series-Volume 14, North Atlantic Treaty Organization, 2005.