



POLITECNICO DI MILANO

Facoltà di Ingegneria Industriale
Corso di Laurea in Ingegneria Aeronautica

L'impiego delle prove di volo nel processo di certificazione di un velivolo ultraleggero

Relatore: Prof. Cesare CARDANI

Tesi di laurea di:

Stefano NOE'

Matr. 722078

Anno Accademico 2008/2009

Ringraziamenti

Nel percorso durato questi anni sono tante le persone da citare e ringraziare, gli aneddoti da raccontare e le mille peripezie affrontate.

Prima di tutto un grandissimo grazie alla mia famiglia che mi ha aiutato, supportato e sopportato per tutto il periodo che mi ha portato fino al raggiungimento della laurea magistrale, a mia sorella Roberta che mi hanno aiutato nella ricerca di una serie di “lavoretti” che mi hanno permesso di mettermi in gioco in un ambiente diverso da quello accademico ma decisamente formativo.

Un particolare ringraziamento al mio relatore il Professor Cesare Cardani ed ai suoi collaboratori, il Professor Lorenzo Trainelli ed il Professor Alberto Rolando, che mi ha seguito ed aiutato a portare a termine la tesi. Sempre per quanto riguarda lo svolgimento del lavoro finale ringrazio anche l’Ing. Nando Groppo e l’Ing. Michele Riccobono rispettivamente il costruttore del velivolo ed il responsabile della certificazione e delle prove di volo.

Ringrazio anche il corpo docente del Politecnico di Milano, in particolare il Professor Paolo Chimetto e l’Ing. Giovanni Bonaita che mi hanno introdotto all’interessantissimo mondo dei flight test. Un sentito ringraziamento anche al Professor Gian Luca Ghiringhelli, mio relatore nella tesi del triennio e sempre disponibile a qualsiasi chiarimento.

Non posso tralasciare tutti i colleghi, ma soprattutto amici, che hanno affrontato con me questo percorso, per iniziare Ivan e Nicolò che hanno condiviso con me il progetto di tesi e che si occuperanno dello svolgimento delle prove di volo, poi Giorgio, Ritchard, Filippo, Fabio, Gianluca e tutti gli altri che hanno passato con me questi anni.

Un dolce ringraziamento a Claudia che occupa un posto molto speciale nella mia vita e che mi è sempre stata vicina, soprattutto nei momenti più duri.

Non posso dimenticare gli amici di sempre Pedro, Pier e Mirko con il quale ho passato tutto il resto del tempo in cui non ero sui libri.

Un dovuto ringraziamento alla ditta Immagine di Magenta che si è dimostrata sempre disponibile nello stampare tutte le dispense, relazioni, appunti, esercizi e tesi durante questi anni.

Sicuramente mi sono dimenticato di qualcuno, che ringrazio adesso!!!!

Indice

1	Introduzione	19
1.1	TRIAL	21
1.1.1	Layout velivolo	21
1.1.2	Struttura	22
1.1.3	Sistemi di controllo	22
1.1.4	Deflessione superfici mobili	22
1.1.5	Carrello d'atterraggio	23
1.1.6	Sedili e cinture di sicurezza	23
1.1.7	Vano bagagli	23
1.1.8	Vano ingresso abitacolo	23
2	Introduzione alle prove di volo	25
2.1	Pianificazione, disciplina e sicurezza	26
2.1.1	Perchè fare le prove di volo?	27
2.1.2	Tipi di Flight Tests	28
2.1.3	Fattori da considerare nel pianificare le prove di volo	34
3	Normative	43
3.1	Confronto U.S.A. - Europa	43
3.2	EASA: i prossimi passi	48
3.3	L'importanza della certificazione	53
3.4	L'importanza dei velivoli ultraleggeri	54
3.5	Scelta della della normativa tedesca LTF-UL	55
3.6	Analisi della normativa tedesca LTF-UL	55
3.6.1	Legenda	56
3.7	Analisi della matrice creata	86
3.7.1	Punti prova da analizzare	87

3.8	Ridimensionamento campagna di prove	89
4	Flight card	99
4.1	Decollo	100
4.2	Stalli in potenza	101
4.3	Salite	102
4.4	Controllabilità longitudinale	103
4.5	Controllabilità latero-direzionale	104
4.6	Forza di controllo equilibratore	105
4.7	Trim	106
4.8	Stabilità statica longitudinale	107
4.9	Stabilità statica latero-direzionale	108
4.10	Stabilità dinamica longitudinale	109
4.11	Stabilità dinamica latero-direzionale	110
4.12	Stalli in virata	112
4.13	Raffreddamento	113
4.14	Riattaccata	114
4.15	Atterraggio	115
5	Strumentazione	117
5.1	Analisi della strumentazione necessaria	117
5.1.1	Strumentazione basica del velivolo	118
5.1.2	Dati aria	119
5.1.3	G-metro	121
5.1.4	Virosbandomentro	121
5.1.5	Trasduttori di forza	121
5.1.6	Trasduttori di posizione	127
5.1.7	Giri motore	128
5.1.8	AHRS e GPS	128
5.1.9	Registrazione dei parametri	129
5.2	Riduzione della strumentazione	131
5.3	Prove al banco	132
5.3.1	Verifica asse X	136
5.3.2	Verifica asse Y	139
6	Conclusioni	143

Bibliografia e Sitografia

145

Elenco delle figure

1.1	Il velivolo della Ing. Nando Groppo “TRIAL”	19
1.2	Trittico TRIAL	21
2.1	Flyer	25
2.2	YF-16	29
2.3	EFA Glass Cockpit	31
2.4	Engine test cartoon	35
2.5	Esempio prova di volo con telemetria	38
2.6	Esempio di processo delle prove di volo	41
2.7	Esempio di pianificazione di prove di volo	41
3.1	Confronto USA-Europa	44
3.2	Confronto USA-Europa	45
5.1	Strumentazione basica TRIAL	118
5.2	Indicatore livello carburante	118
5.3	Mini Air Data Boom	120
5.4	Configurazione pedaliera	122
5.5	Singolo pedale	122
5.6	Trasduttore di forza per la pedaliera	123
5.7	Configurazione pedaliera	124
5.8	Configurazione barra	125
5.9	Trasduttore di forza per la barra	126
5.10	Potenziometro a filo	127
5.11	Pick up contagiri	128
5.12	AHRS	129
5.13	CANcorder	130
5.14	Potenziometri a stelo	131

5.15 Dynon EFIS D6	132
5.16 Verifica masse di prova	135
5.17 Calibrazione asse X carico	136
5.18 Calibrazione asse X scarico	137
5.19 Prova di carico asse X	137
5.20 Errore percentuale asse X	138
5.21 Calibrazione asse Y carico	139
5.22 Calibrazione asse Y scarico	140
5.23 Prova di carico asse Y	140
5.24 Errore percentuale asse Y	141

Elenco delle tabelle

1.1	Deflessioni superfici mobili	22
3.1	Legenda	56
3.2	LTF-UL	57
3.3	LTF-UL	58
3.4	LTF-UL	59
3.5	LTF-UL	60
3.6	LTF-UL	61
3.7	LTF-UL	62
3.8	LTF-UL	63
3.9	LTF-UL	64
3.10	LTF-UL	65
3.11	LTF-UL	66
3.12	LTF-UL	67
3.13	LTF-UL	68
3.14	LTF-UL	69
3.15	LTF-UL	70
3.16	LTF-UL	71
3.17	LTF-UL	72
3.18	LTF-UL	73
3.19	LTF-UL	74
3.20	LTF-UL	75
3.21	LTF-UL	76
3.22	LTF-UL	77
3.23	LTF-UL	78
3.24	LTF-UL	79
3.25	LTF-UL	80

3.26	LTF-UL	81
3.27	LTF-UL	82
3.28	LTF-UL	83
3.29	LTF-UL	84
3.30	LTF-UL	85
3.31	Punti prova	88
3.32	Punti prova totali	88
3.33	LTF-UL ridotta	91
3.34	LTF-UL ridotta	92
3.35	LTF-UL ridotta	93
3.36	LTF-UL ridotta	94
3.37	LTF-UL ridotta	95
3.38	LTF-UL ridotta	96
3.39	Punti prova ridotti	97
3.40	Punti prova ridotti totali	97
4.1	Flight card decollo	100
4.2	Flight card stalli in potenza	101
4.3	Flight card salite	102
4.4	Flight card controllabilità longitudinale	103
4.5	Flight card controllabilità latero-direzionale	104
4.6	Flight card forza equilibratore	105
4.7	Flight card trim	106
4.8	Flight card stabilità statica longitudinale	107
4.9	Flight card stabilità statica latero-direzionale	108
4.10	Flight card stabilità dinamica longitudinale	109
4.11	Flight card stabilità dinamica latero-direzionale	111
4.12	Flight card stalli in potenza	112
4.13	Flight card raffreddamento	113
4.14	Flight card balked landing	114
4.15	Flight card atterraggio	115
5.1	Limiti di forza applicabili	121
5.2	Calibrazione trasduttore di forza della barra	133
5.3	Parametri di calibrazione amplificatori	133
5.4	Fondoscala trasduttore di forza	134

5.5	Calibrazione asse X	136
5.6	Calibrazione asse Y	139

Sommario

Il processo di certificazione di un velivolo è un iter molto lungo e complicato ed è composto da una serie fasi che permettono di verificare la bontà del progetto iniziale, analizzare il reale comportamento del mezzo e rispettare i rigidi standard aeronautici.

Questa tesi ha lo scopo di analizzare la sezione riguardante le prove di volo che contribuiscono alla certificazione di un velivolo ultraleggero, il TRIAL della Ing. Nando Groppo s.r.l..

In primis è stata analizzata l'importanza delle prove di volo nel processo di certificazione di un velivolo, andando a mettere in evidenza i punti chiave che caratterizzano lo svolgimento delle stesse facendo molta attenzione alla pianificazione, alla sicurezza ed ai costi necessari ad affrontare le prove di volo.

Si è poi passati all'analisi la normativa di riferimento, la LTF-UL tedesca, per comprendere la quantità e la tipologia di prove necessarie all'ottenimento della certificazione.

Dopodichè si è proceduti con uno studio riguardante la strumentazione necessaria allo svolgimento delle prove, facendo particolare attenzione alla scelta degli strumenti per quanto riguarda il loro costo e la loro installazione sul velivolo.

Parole chiave: Prove di volo, LTF-UL (normativa tedesca), TRIAL Ing. Nando Groppo s.r.l.

Abstract

The process of certification of an aircraft is a long and complicated process and is composed of a series of phases that permit the verification of the initial plan, the analysis of the true behaviour of the aircraft respect the rigid aeronautical standards.

This thesis has the scope of analyzing the section related to the flight tests that contribute to the certification of an ultralight aircraft, the TRIAL of Nando Groppo s.r.l..

Firstly the importance of the flight tests in the process of an aircraft certification is analyzed, putting in evidence the key points and particular attention to the planning, the safety and costs necessary to tackle the test flights.

Then the analysis has been discussed to the German LTF-UL, regulatory rules has been undertaken the amount and the typology of tests necessary to obtain the certification.

Later a proceded a study of the instrumentation necessary test development, paying a detailed attention to the choice of the instruments concerning their cost and their installation on the aircraft.

Keywords: Flight test, LTF-UL (german normative), TRIAL Ing. Nando Groppo s.r.l.

Capitolo 1

Introduzione

L'azienda Ing. Nando Groppo s.r.l. volendo ampliare la propria fetta di mercato, si è trovata di fronte alla necessità di affrontare alcune prove di volo necessarie per ottenere la certificazione tedesca LTF-UL indispensabile alla commercializzazione dello stesso in Germania, paese dove i velivoli proposti hanno riscosso un certo interesse.



Figura 1.1: Il velivolo della Ing. Nando Groppo "TRIAL"

Nella prima parte del lavoro è stata fatta una panoramica sulle prove di volo e sulla loro importanza ai fini certificativi. Si è deciso di non approfondire solo il campo dei velivoli ultraleggeri, ma bensì di prendere in considerazione tutti i velivoli che l'industria aeronautica ha sviluppato e costruito negli ultimi anni.

Seppure con alcune limitazioni e opportune semplificazioni, la preparazione delle prove di volo di un velivolo ULM (Ultra Light Machine) non è poi molto differente da quelle di velivoli più grandi e complessi, infatti questo processo richiede una attenta ed accurata pianificazione per non incorrere in spiacevoli inconvenienti durante la campagna di prova, qualsiasi sia la complessità della macchina.

Successivamente sono stati effettuati alcuni studi sulle normative vigenti in campo aeronautico e sulle prove di volo necessarie a certificare i mezzi per poterli immettere sul mercato. Tale studio comparativo è stato fatto per meglio comprendere l'intricato mondo delle certificazioni e per poter valutare in che modo la certificazione potrebbe essere sfruttata come vantaggio commerciale per il velivolo in esame.

Dopo un attento studio della normativa è stato necessario analizzare la strumentazione necessaria a svolgere la campagna di prove, ottimizzandola per necessità e per costo.

1.1 TRIAL

Il TRIAL è un velivolo ultraleggero a tre assi con elica a passo fisso, ala alta e carrello fisso in configurazione triciclo posteriore.

1.1.1 Layout velivolo

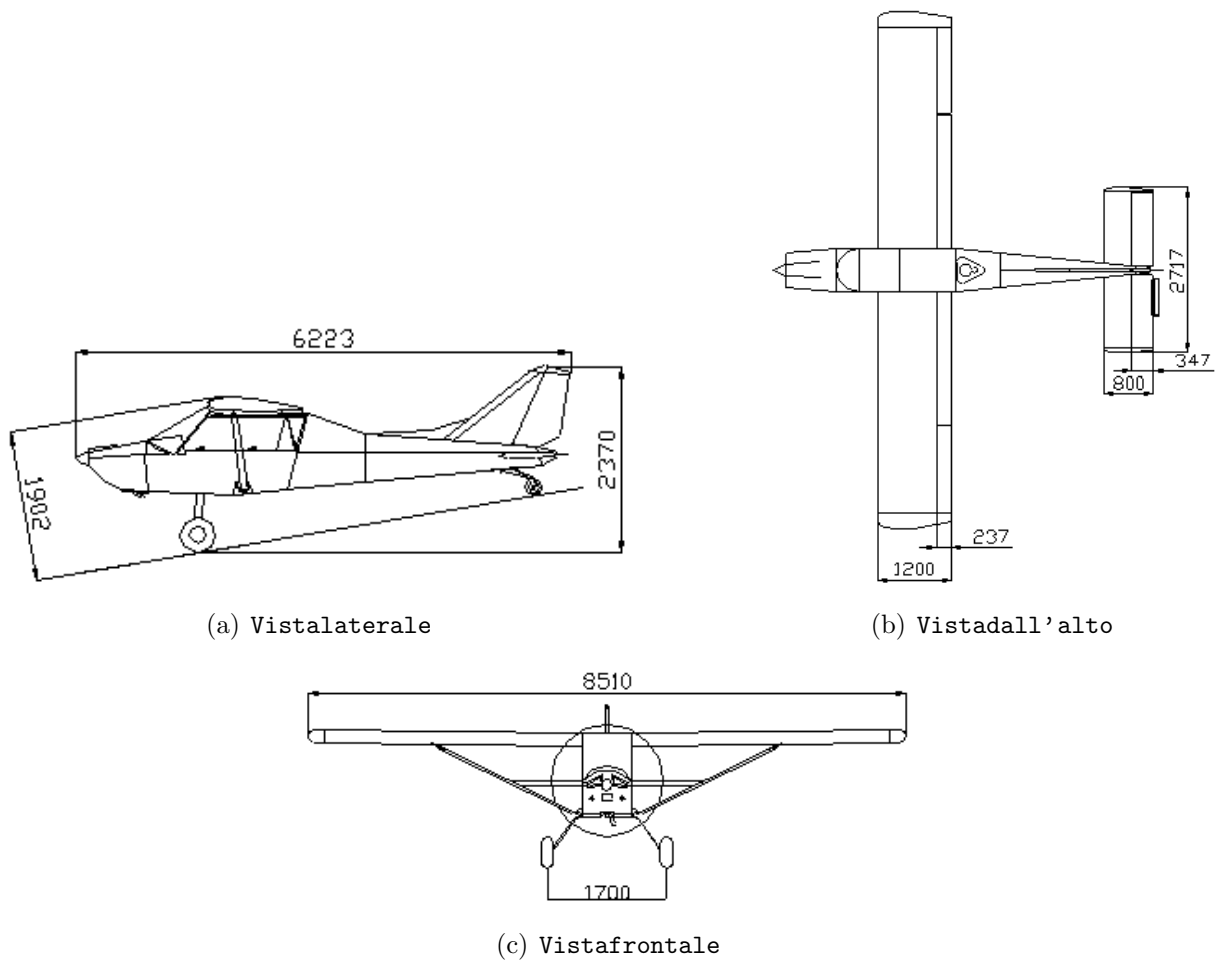


Figura 1.2: Trittico TRIAL

Tutte le dimensioni della figura 1.2 sono in mm.

1.1.2 Struttura

Tutta la struttura del velivolo è in lega leggera a base di alluminio, la copertura è costituita da una pannellatura e fissata tramite rivetti per garantire maggiore rigidità. La lega leggera a base di alluminio 2024 è stata utilizzata per la costruzione dei longheroni e la 6061 T6 per le centine ed il rivestimento. Le estremità dell'ala sono composte da un laminato di fibra di vetro.

Per quanto riguarda il telaio a traliccio ed il timone sono anch'essi costruiti tramite la leggera lega di alluminio 6061 T6. Tutto il rivestimento è rivettato alla struttura per garantire solidità al velivolo. Anche per quanto riguarda lo stabilizzatore orizzontale tutta la sua struttura, costituita da longheroni, centine e rivestimento è in lega leggera a base di alluminio 6061 T6.

1.1.3 Sistemi di controllo

Il velivolo è equipaggiato con doppi comandi ed i pedali sono collegati a freni idraulici. Il trim dell'equilibratore e i flaps alari sono comandati elettricamente da due attuatori posti sul lato sinistro del cockpit, i quali possono essere comandati anche dal sedile posteriore attraverso degli interruttori supplementari, un selezionatore bidirezionale permette di attivare i controlli anteriori o posteriori.

1.1.4 Deflessione superfici mobili

Nella tabella 1.1 vengono riportate le deflessioni delle superfici di controllo del velivolo TRIAL.

Timone	30° per ogni lato
Elevatore	-20° up / +20° down
Alettoni	-23° up / +13° down
Flap	0°-40°
Trim elevatore	-12°up/ +24° down

Tabella 1.1: Deflessioni superfici mobili

1.1.5 Carrello d'atterraggio

Il carrello di atterraggio ha una configurazione a triciclo posteriore con ruota di coda sterzante. Il carrello principale è costruito in lega leggera di alluminio 2024 T3 e monta ruote convenzionali.

Le ruote “Tundra” e il sistema di frenata a disco permettono di atterrare su qualsiasi terreno e tendono a minimizzare il rollio nelle operazioni a terra.

1.1.6 Sedili e cinture di sicurezza

I due posti del velivolo sono disposti in configurazione tandem. Il sedile anteriore può essere inclinato per agevolare l'ingresso dell'occupante del posto posteriore.

Per il sedile anteriore è fornita una cintura a cinque punti, mentre per il sedile posteriore è fornita una cintura a quattro punti.

1.1.7 Vano bagagli

Il vano bagagli è situato dietro il sedile posteriore ed è riempito parzialmente dal sistema di salvataggio costituito da un paracadute balistico utilizzabile in caso di avaria del velivolo (obbligatorio in alcuni paesi). Può accomodare:

- Fino a 15 chilogrammi (se il sistema di salvataggio non è installato).
- Fino a 3 chilogrammi (con il sistema di salvataggio installato).

1.1.8 Vano ingresso abitacolo

L'accesso alla cabina avviene dal lato destro. Una porta provvista di cardini nella parte superiore della cabina permette un facile accesso alla parte anteriore ed al sedile posteriore. La porta inoltre è fornita di un meccanismo di fermo per mantenerla aperta durante le operazioni di carico e scarico dell'equipaggio. La porta deve essere chiusa e sia il fermo anteriore che posteriore devono essere impegnati prima del movimento del velivolo.

Capitolo 2

Introduzione alle prove di volo

Nell'ultimo secolo il settore aeronautico ha avuto un intenso sviluppo. Tenendo presente che molti prima dei fratelli Wright avevano tentato di librarsi nell'aria è tuttavia loro il merito, partendo dallo storico volo del dicembre 1903 a Kitty Hawk, di aver relazionato ogni singola scelta, impressione e risultato del loro lavoro.

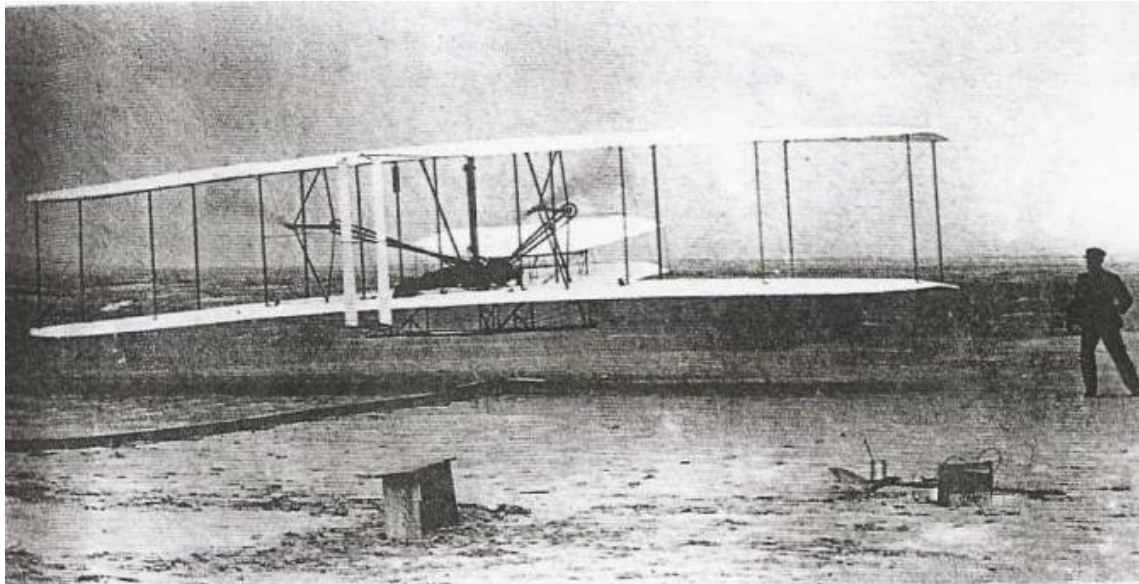


Figura 2.1: Flyer

Tale atteggiamento fu ampiamente sviluppato anche da un altro pioniere tedesco, *O. Lilienthal* (1848-1896), il quale dichiarò *“to design a flying machine is nothing, to build it is not much, but to test it is everything”*¹. Questa frase risulta di estrema importanza in quanto viene pronunciata la parola TEST, che da questo momento in poi sarà spesso accompagnata da EXPERIMENTAL. E' grazie all'intuito e l'ingegno di questi personaggi che ha inizio il Volo e tutto ciò che ne è conseguito.

2.1 Pianificazione, disciplina e sicurezza

Le prove di volo dei velivoli aerospaziali pilotati, con o senza equipaggio, sono un processo interdisciplinare fondamentale per lo sviluppo di nuovi sistemi e per il progresso delle conoscenze aeronautiche. Tutti i settori ingegneristici sono necessari per completare con successo un programma completo di test di volo. Ad esempio gli ingegneri aerospaziali sfruttano le spiccate conoscenze di aerodinamica e di meccanica del volo per meglio comprendere gli effetti della configurazione del velivolo riguardo prestazioni, stabilità e controllo. Gli ingegneri elettrici sono indispensabili per lo sviluppo di strumentazione adeguata e nella valutazione di sottosistemi elettronici. Gli ingegneri meccanici forniscono particolari competenze nella progettazione di sottosistemi meccanici, idraulici e pneumatici. Gli specialisti in campo informatico sono indispensabili per creare una integrazione ragionevole del computer di bordo e la sua capacità apparentemente illimitata di controllo e di visualizzazione delle informazioni da parte dell'equipaggio e degli operatori a terra.

Il test di volo è un processo complesso. Richiede molteplici competenze tecniche, così come necessita di buon senso nella gestione del processo.

¹La citazione O. Lilienthal viene riportata con una traduzione in lingua inglese.

2.1.1 Perchè fare le prove di volo?

L'organizzazione delle prove di volo ha la reputazione di essere un processo *lungo, inutile e costoso*, infatti le percezioni comuni del processo sono:

- che sia costoso;
- che sia inaccurato;
- che si abbia una ridotta capacità di controllo delle variabili;
- che sia troppo lungo e che sia troppo impegnativo.

Molto spesso se l'ingegnere di volo trova un difetto del velivolo a livello di progetto, la solita risposta alla correzione consigliata è “*Non possiamo permetterci una tale drastica modifica*” oppure “*Perchè non avete trovato il problema nelle prove preliminari?*”. Il gruppo delle prove di volo è anche il primo ad avere un diretto contatto con l'utente finale quindi il primo a recepire le possibili lamentele “*Mi avete consegnato un velivolo non rispetta i requisiti voluti!*”. Le implicazioni relative a queste osservazioni (e non è solo retorica) sono che l'ingegnere di volo deve fare il suo lavoro bene e comunicare con chi si occupa del budget del progetto per verificare se le eventuali modifiche e migliorie siano effettivamente utili in previsione di una necessaria raggiungibilità di profitto del progetto.

Qual è esattamente lo scopo della prova di volo? L'introduzione originale del *AGARD Flight Test Manual* elenca tre ragioni fondamentali per effettuare le prove di volo di aerei pilotati:

- per determinare le caratteristiche reali della macchina (in relazione alle caratteristiche precedentemente previste);
- per fornire informazioni inerenti allo sviluppo;
- per ottenere informazioni di ricerca.

I criteri utilizzati nella sperimentazioni di velivoli con equipaggio sono adottati anche per quelli dove questo non è previsto. Infatti, la sperimentazione di sistemi di volo senza

equipaggio è almeno altrettanto esigente riguardo ai test di volo quanto quella con equipaggio. Il processo di prove richiede un connubio tra: esperti di sistemi, la valutazione del software e un senso comune teso a sviluppare con successo tali sistemi. Pertanto, il test di volo è necessario ed è probabile che sia parte integrante dello sviluppo della maggior parte, se non di tutti i tipi di veicoli aerospaziali e sistemi tecnologici per il prossimo futuro.

2.1.2 Tipi di Flight Tests

Le prove di volo possono essere classificate in molti modi. Forse la classificazione più comune è quella connessa con la fase dello sviluppo del progetto. Il dipartimento della difesa (DoD) inoltre classifica la prova di volo come scopo. Brevemente discuteremo ciascuna di queste classificazioni per introdurre la terminologia della prova di volo.

Fase di sviluppo

La creazione di un sistema nuovo e migliore dipende dalla nascita una nuova tecnologia. Nel mondo aerospaziale, per nuova tecnologia si intende inevitabilmente un processo che comporta una ricerca di base che in fase preliminare viene eseguita prettamente per via empirica. Le tecniche di calcolo sono diventate sempre più raffinate per poter fornire informazioni sempre più precise riguardanti anche configurazioni insolite. Le prove in galleria del vento sono quasi sempre necessarie per verificare la bontà delle analisi fatte per via computazionale e per verificare praticamente nuove soluzioni costruttive. Questo strumento, utilizzato anche dai fratelli Wright, è di grandissima importanza soprattutto quando non si riescono ad ottenere buoni risultati per via computazionale. Tuttavia anche la galleria del vento presenta alcune limitazioni. Le derivate di stabilità ottenute tramite queste prove dovrebbero essere verificate ai reali numeri di Reynolds e di Mach, e molto spesso le derivate di stabilità dinamica calcolate in galleria risultano differenti da quelle ottenute tramite le prove di volo. Infine, le prove di volo sono richieste per poter verificare la validità degli ultimi processi tecnologici utilizzati. La fase di sviluppo comprende anche la creazione dei vari sottosistemi che ottimizzati e integrati portano al successo del velivolo. I radar, i sistemi di navigazione, i sistemi di gestione di volo, i display integrati, i sistemi di controllo di volo, i sistemi di difesa e i sistemi di comunicazione sono solo alcuni dei

sottosistemi sensibili agli ambienti di volo. Tutti questi sottosistemi vengono prima provati e sviluppati nei banchi prova prima di essere installati sui velivoli. Di nuovo, la prova di volo è essenziale allo sviluppo ordinato di tali sottosistemi. Come il costo dei nuovi velivoli e dei missili, sta crescendo negli ultimi anni anche il dominio e la precisione dei sistemi di simulazione che sta sempre di più avendo un predominio nella fase di sviluppo di un nuovo sistema aerospaziale. Oggigiorno i velivoli di linea sono in grado di gestire quasi autonomamente le fasi di volo, piloti e tecnici vengono addestrati mediante sofisticati simulatori. Questo tipo di addestramento ha permesso all'industria un grosso risparmio di risorse e di tempo, ma per creare un buon simulatore sono necessari dati molto precisi e che rispecchino il vero comportamento del velivolo. I costruttori di simulatori si sono accorti che basandosi unicamente su dati ottenuti tramite la simulazione non era possibile costruirne uno in grado di riprodurre fedelmente le fasi tipiche di una missione. Di conseguenza, molti programmi richiedono e comprendono i dati di volo effettivi come requisito per verificare i modelli di simulazione.



Figura 2.2: YF-16

I prototipi di aeroplani, elicotteri e missili hanno sempre dovuto fornire delle risposte positive alle prove di volo. Storicamente, i sistemi militari hanno contribuito molto alla creazione e allo sviluppo del modello di prototipo, che doveva garantire i livelli di qualità e prestazione richiesti. Dall'inizio degli anni Settanta lo sviluppo dei modelli, YF-16 e YF-17, YA-9 e YA-10, YC-14 e YC-15, YF-22 e YF-23, X-32 e X-35, si è andato costituendo

grazie al testa a testa dei vari prototipi nelle reali prove di volo. Tutti sono esempi del concetto “*volare prima di comprare*” del DoD.

La maggior parte dei più importanti produttori di velivoli dell’aviazione generale promuovono una campagna di prove di volo, per verificare le scelte costruttive, prima di passare alla produzione in catena di montaggio.

Gli esempi di tali prototipi di aviazione generale includono il Mooney M301, il Beech Starship ed il Piper Malibu.

Si può certamente comprendere dal numero di prototipi elencati, che non tutte queste macchine preliminari danno luogo alla nascita di un programma di produzione in larga scala. Molto spesso le prove di volo portano ad importanti modifiche del progetto e a volte anche alla cancellazione di parti di esso.

Per tutti i velivoli, sia militari che civili, il reale sviluppo di un progetto si avvia alla fase terminale quando si arriva al processo di certificazione della macchina. Infatti, i velivoli utilizzati per la certificazione, sono molto simili ai prototipi utilizzati per lo sviluppo anche se non sempre sono aggiornati agli ultimi “azzardi ” progettuali. Molto spesso, infatti, alcune particolari configurazioni o particolari scelte progettuali vengono scartate per il troppo denaro necessario al loro sviluppo che porterebbero ad un insuccesso del progetto. I velivoli utilizzati per i test sono spesso attrezzati con una grossa quantità di strumenti necessari al team delle prove di volo per estrapolare tutti i parametri che occorrono a valutare le caratteristiche del velivolo e a confrontarle con i parametri di riferimento.

Questa fase dello sviluppo è una delle più importanti, perché grazie alla grossa quantità di strumentazione e parametri acquisiti è possibile analizzare nel dettaglio il comportamento della macchina e quindi applicare importanti modifiche al progetto. Molto spesso, infatti, durante queste procedure vengono scoperti e migliorati dei difetti marginali alle specifiche di progetto, che però garantiscono un maggior successo del prodotto finale.

Oltre ad essere una fase molto importante è anche una fase molto delicata, perchè tutti i difetti che non vengono corretti saranno poi parte integrante del progetto finale e l’utilizzatore finale sarà giustificato a dubitare del lavoro fatto dal team delle prove di volo.

Per sistemi più complessi, c’è solitamente un periodo di ulteriore perfezionamento dopo

che la configurazione di produzione è stata scelta. I cambiamenti richiesti da inserire nella linea di montaggio sono molto costosi e conseguentemente le prove di volo sono solitamente il solo modo credibile di convalidare la loro utilità. Questa prova, inerente allo sviluppo (dopo aver già deciso una linea di produzione), è giustificata se il sistema aerospaziale dipende molto da una tecnologia in rapida evoluzione.



Figura 2.3: EFA Glass Cockpit

Un esempio classico è la generazione corrente di aerei militari che sfrutta dei sistemi elettronici molto avanzati e un design del cockpit che comprende grandi schermi dove vengono proiettate molte informazioni utili al pilota nelle varie fasi di volo con un alto livello di integrazione. Spesso tali migliorie sono state introdotte nella linea di produzione dopo che un certo numero dei sistemi era già stato sviluppato. Il continuo sviluppo dà origine a modelli differenti dello stesso velivolo o sistema aerospaziale, spesso con capacità molto differenti anche se la configurazione esterna delle macchine può essere abbastanza simile.

Sviluppo VS Test Operativi

All'interno del Ministero della Difesa Americano(DoD), c'è stata una forte spinta per avere test di volo orientati maggiormente verso l'utilizzatore finale. L'allora presidente Nixon raccomandò di mettere maggiore enfasi sui test di idoneità operativa e per tale ragione fu pubblicato un rapporto nel luglio 1970. Il risultato finale fu l'istituzione di una agenzia che svolgesse Operational Test and Evaluation (OT&E) e di una più forte integrazione da parte delle forze armate nel processo di sviluppo.

Development Test and Evaluation (DT&E) è definito come:

“Test di sviluppo e valutazione effettuati per assistere lo sviluppo del processo ingegneristico e per valutare il raggiungimento degli obiettivi di prestazione e delle specifiche tecniche.”

L'orientamento corrente del dipartimento della difesa sul DT&E è il seguente:

- identificare le capacità e le limitazioni tecnologiche delle opzioni prese in considerazione per il progetto corrente;
 - identificare e descrivere i rischi tecnici del progetto. Assistere un progetto di un sistema e dei suoi componenti;
 - sollecitare il sistema ai limiti del profilo di missione per cui è stato progettato per assicurarsi il suo perfetto funzionamento. Alcuni componenti vengono portati ben oltre i limiti di operatività per assicurare robustezza al progetto;
 - garantire il potenziale soddisfacimento dei requisiti OT&E nella migliore misura possibile, valutandoli in ambienti pertinenti alle loro funzioni (tramite simulatori o con prove reali), senza compromettere gli obiettivi di DT&E per ridurre la sovrabbondanza globale ed i costi di OT&E;
 - analizzare le capacità e le limitazioni delle alternative per quanto riguarda il parametro costo-prestazione;
-

- valutare il progresso tecnico e la maturità tecnologica riguardo i parametri più critici, valutare la interoperabilità, documentata nel Test and Evaluation Master Plan (TEMP);
- fornire i dati e il supporto analitico per la certificazione dei sistemi pronti per il OT&E;
- verificare prima dell'inizio della produzione a pieno ritmo la maturità del processo di produzione.

Non è sempre chiaro né facile capire dove il processo di DT&E si conclude e quello OT&E comincia, particolarmente nella fase iniziale del OT&E dove i processi sono effettuati simultaneamente. Per questo motivo l'agenzia per lo sviluppo ha specificato una serie di punti che devono essere completati prima di iniziare la fase di OT&E.

Operational Test and Evaluation è definito come:

“La prova operativa e la valutazione vengono effettuate per stabilire l'efficacia operativa e l'idoneità operativa di un sistema, identificando le modifiche necessarie e fornendo informazioni sulle tattiche, sulla dottrina, sull'organizzazione e sui requisiti del personale.”

Oggigiorno l'OT&E risponde ai seguenti requisiti: OT&E ha il compito di determinare l'efficacia operativa e l'idoneità di un sistema nelle condizioni di funzionamento realistiche, compreso il combattimento; deve determinare se le soglie e gli obiettivi approvati nel ORD e nel COI sono stati soddisfatti e valutati gli impatti riguardanti le operazioni di combattimento. Si applicheranno quindi le seguenti procedure:

- l'agenzia dei test operativi del DoD sarà la responsabile del OT&E;
 - verranno valutati tutti i sistemi che compongono la macchina e se rispettano tutti i requisiti nelle varie fasi operative;
 - il tipico operatore deve essere in grado di mantenere il controllo delle operazioni sia in fase di combattimento sia in fase di pace;
-

- verranno verificate la robustezza del sistema hardware e software e le relative e possibili modifiche.

Le parole chiave riguardanti la fase di Test and Evalaution sono: l'efficacia operativa e l'idoneità. I test effettuati sotto condizioni operative reali sono riassumibili essenzialmente in:

- sopravvivenza ad un attacco nemico simulato;
- manutenzione svolta dall'utente e non supportata dal costruttore;
- disfunzioni simulate o reali.

Anche i test riguardanti i sistemi di volo rientrano nella medesima filosofia di prove. Quest'ultime hanno il compito di fornire informazioni attendibili prima che inizi la produzione di sistemi molto costosi. L'indipendenza dell'agenzia di OT&E e dei diversi canali di lavoro rispetto a quelli del Program Manager (PM) rendono quest'agenzia molto differente e, per alcuni versi, più influente del DT&E.

2.1.3 Fattori da considerare nel pianificare le prove di volo

Il test di velivoli aerospaziali è un processo molto complicato. Per svolgere correttamente ed efficacemente questa operazione è necessaria un'organizzazione molto accurata e dettagliata.

Una attenta pianificazione comprende sia la programmazione delle prove sia la valutazione dei costi inerenti a tutta la campagna.

Infine, il responsabile delle prove verrà valutato in merito alla sua competenza nel pianificare al meglio la campagna utilizzando le risorse necessarie senza sprechi, come anche la totalità e l'accuratezza dei dati raccolti.

Uno dei costi che molto spesso pesa sulle campagna di prove è la mancanza di una attenta pianificazione di tutto quello che riguarda lo svolgimento in sicurezza delle prove. Di conseguenza, la sicurezza dovrebbe essere una delle preoccupazioni dominanti in tutta la progettazione e lo svolgimento di qualsiasi campagna di prove di volo.

Sicurezza

Le prove di volo portano con loro sempre un certo fattore di rischio. Infatti non è plausibile pensare di volare senza curarsi della possibilità di incorrere in un incidente. Ciò nonostante una forte conoscenza del processo ed una attenta analisi dei possibili guasti o malfunzionamenti riducono la possibilità di avarie o disfunzioni durante le prove, questo processo è parte integrante della pianificazione. Naturalmente, la sicurezza nelle prove comincia con il progetto stesso del velivolo. Il gruppo che si occupa dei test deve mettere in discussione ogni aspetto critico e valutare attentamente tutti i possibili fattori trascurati precedentemente. La perdita di aerei molto costosi o veicoli spaziali durante il programma di sviluppo può portare all' "annullamento" del progetto.

"Don't short-change the engine tests or you won't be around to give your grandkids a ride."

Dick Koehler, A&P Instructor(1994)

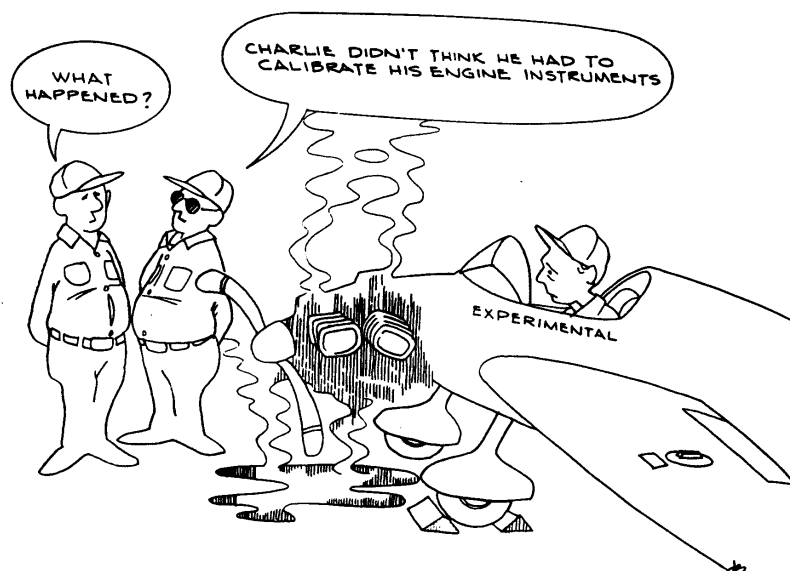


Figura 2.4: Engine test cartoon

“Cosa sarebbe potuto accadere al bilancio della NASA se fosse stata persa una navetta in orbita o durante le prove iniziali di volo?”

Nessuno può saperlo, naturalmente, ma la perdita avrebbe avuto gravi conseguenze, sia per quanto riguarda lo sviluppo sia per quanto riguarda il budget del progetto.

Esaminiamo alcuni metodi di pianificazione delle prove che permettono di minimizzare i rischi.

Nelle prime fasi della pianificazione bisogna cercare di avere un quadro completo della situazione, contattando tutti i responsabili del progetto. Anche se questo richiede molto tempo è tuttavia indispensabile negli step iniziali. Specificatamente è necessario interrogare tutti gli esperti dei sottosistemi per comprendere quali siano gli elementi di maggior pericolo e che quindi potrebbero andare ad intaccare la sicurezza. A questo punto tocca agli esperti di sicurezza analizzare accuratamente tutti i punti suggeriti e cercare di trovare la migliore soluzione per il corretto e sicuro proseguimento della campagna di prove. Una nota positiva sarebbe quella di ottenere continuità tra i diversi ruoli ricoperti nel progetto e durante la fase di sperimentazione, in modo da avere sempre presente lo stato dell'arte delle problematiche e delle soluzioni adottate, ottenendo così una completa integrazione e collaborazione tra i vari attori del sistema.

Questo tipo di pianificazione deve essere condiviso da tutta l'equipe, e permetterà di evitare l'intralciarsi delle diverse parti protagoniste dell'operazione. Oltretutto in questo modo il responsabile avrà sempre la possibilità di mantenere il lavoro sotto controllo.

L'importanza di una buona pianificazione porta al sicuro successo del progetto.

Una volta che si è analizzata e pianificata la situazione globale è necessario continuare il lavoro andando ad analizzare nei dettagli le varie tipologie di prova. L'ingegnere responsabile deve avere ben chiaro il lavoro da fare e quindi produrre una pianificazione che sia totalmente compresa dalle squadre che si occuperanno delle specifiche prove di volo. Molto importante è che ogni volo non vada oltre a quello che è stato precedentemente pianificato, questa semplice ma importantissima regola permette di non avere spiacevoli sorprese e di non incorrere in possibili rischi per la sicurezza.

Le flight card dovrebbero essere sempre chiare e complete, ma è responsabilità del flight engineer controllarle prima del volo ed eventualmente correggere gli errori o le inesattezze

trovate. E' buona norma nella pianificazione e costruzione delle flight card inserire il giusto carico di lavoro riguardante il volo, ed è necessario avere dei punti prova alternativi in caso di avaria della strumentazione o delle avverse condizioni meteo.

La sicurezza riguardante le prove di volo non è sempre stata tra gli interessi primari delle aziende aerospaziali, oggi giorno però dato l'alto costo di produzione dei velivoli e ai lunghi tempi che richiedono questi programmi nessuno si può permettere di trattare con leggerezza questi temi.

La pianificazione e l'atteggiamento nei confronti della sicurezza sono molto importanti.

Costi

Il costo delle prove di volo è molto elevato. E' compito degli ingegneri responsabili considerare il costo di ogni singola prova e valutare molto attentamente se le risorse utilizzate sono commisurate alla quantità, qualità e necessità dei parametri monitorati.

Una delle prime domande che dovrebbe sorgere spontaneamente è: “ Perchè dovrei fare questi test?”.

Alcune delle voci che determinano il costo di una prova sono:

- supporto da terra;
- strumentazione necessaria;
- durata delle prove.

Il supporto a terra e durante le operazioni di volo deve essere il quanto più possibile semplice e intuitivo per non sovraccaricare le delicate operazioni di test, per questo è necessaria una valutazione rigorosa di ogni prova e in base ai rischi, alla complessità e alle informazioni richieste pianificare il livello di assistenza adeguato. Il volo può essere seguito semplicemente da un meccanico specializzato o in alcuni casi sono necessari sistemi quali la telemetria, per questo motivo è necessario porsi sempre delle domande. *“E' necessaria la telemetria?”*, *“Abbiamo bisogno di un continuo contatto radio?”*, *“La quantità di parametri monitorati è sufficiente?”*, *“Possiamo combinare delle prove?”*, *“IL supporto di altri velivoli*

e veramente necessario?”, “Monitorare in tempo reale i parametri è realmente necessario o solo piacevole?”, “Che genere di flessibilità c’è nel programma di prove schedulate?”.

La vastità di domande che ci si può porre, porta ad una serie di opzioni ed alternative, un buon pianificatore deve quindi valutare e tener presente la varietà di soluzioni adottabili.

Un esempio di supporto da terra è riportato nell’immagine 2.5 ²

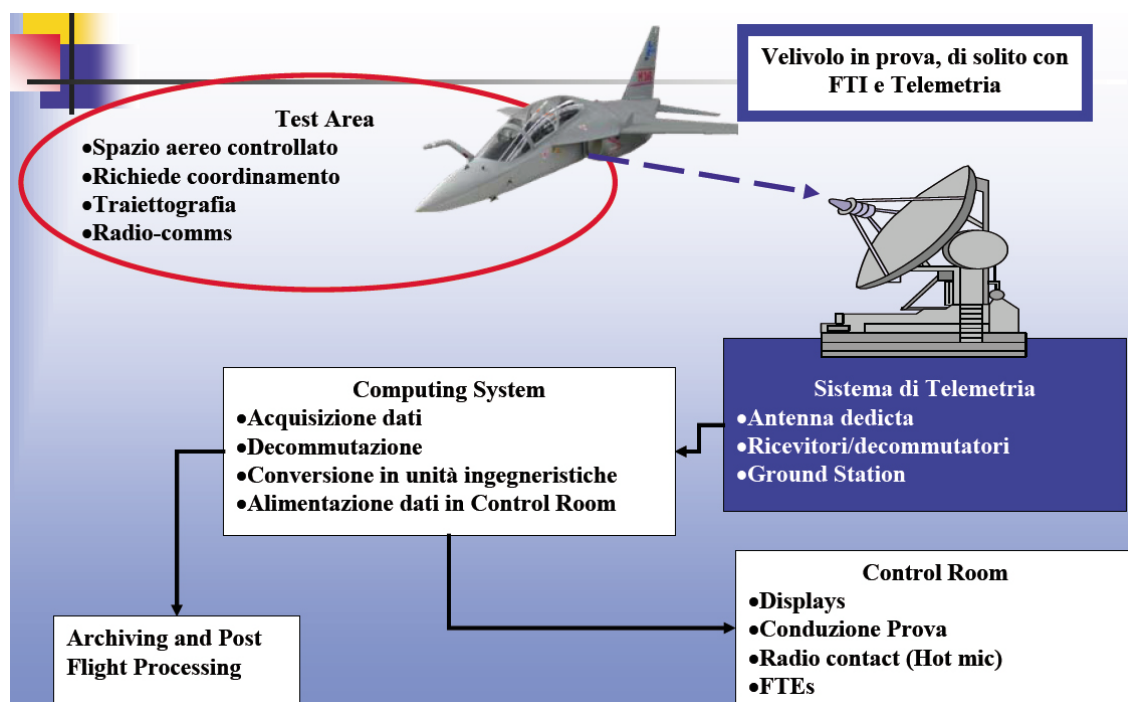


Figura 2.5: Esempio prova di volo con telemetria

Una delle voci di costo che maggiormente influiscono sulla spesa finale è senza dubbio quella che riguarda la strumentazione necessaria a svolgere le prove di volo. Il team deve scegliere attentamente gli strumenti necessari a svolgere i test, infatti lesinando su questi c’è il rischio di non avere abbastanza dati per compiere una soddisfacente analisi o che la qualità dei dati non sia sufficientemente chiara per raggiungere gli obiettivi prefissati.

E’ anche vero che bisogna stare attenti a non volere una sovrabbondanza di strumentazione e di dati, perchè questo porterebbe a costi molto alti di progettazione e sviluppo, a molti tempi morti persi ad analizzare una serie di dati inutili o ridondanti.

In conclusione tutto il tempo in cui il velivolo passa in volo deve essere utilizzato al meglio.

²P. Chimetto, *Dispense del corso di sperimentazione in volo*, Politecnico di Milano, AA 2008-2009

Per questo motivo, molto spesso, in una fase di volo vengono combinate più prove o più punti riguardanti la medesima prova.

Per esempio è possibile sfruttare una determinata quota di volo per svolgere diverse prove che richiedano proprio quel medesimo requisito di altitudine.

In alcuni casi viene sfruttata la possibilità di rifornire il velivolo in volo per cercare di ottimizzare al meglio il tempo di volo, questo deve essere fatto tenendo sempre presente il carico di lavoro che l'equipaggio deve sostenere per poter produrre delle prove ingegneristicamente valide.

La possibilità di avere i dati in tempo reale, anche se necessita di una strumentazione molto sofisticata, può essere molto utile per alcuni tipi di prova e può evitare il ripetersi dei voli e quindi un risparmio di tempo e denaro.

Bisogna anche lasciare il tempo necessario ai tecnici e agli ingegneri di preparare in modo adeguato il velivolo a terra per poi non dover constatare spiacevoli sorprese.

La durata di un volo e la pianificazione delle prove da fare deve essere fatta in modo saggio e il più proficuo possibile.

Programmazione

La programmazione è d'obbligo nelle prove di volo, come in qualunque altra attività di tipo ingegneristico.

Per un'azienda che produce velivoli civili o qualsiasi altro tipo di prodotto non riuscire a rispettare la programmazione delle prove prefissata o la consegna può, a volte, voler dire perdita della commessa e in casi più gravi la perdita del cliente.

Per quanto riguarda il mondo militare questo è meno sentito perché in alcuni casi ritardi nello sviluppo sono accettati, anche se quando i tempi si dilatano a dismisura il progetto può tornare presso il parlamento, dove viene ridiscusso e a volte ridimensionato o nei peggiore dei casi interrotto per il mancato rifinanziamento.

Anche se tutti i programmi possiedono una certa flessibilità nello svolgimento delle varie attività, bisogna sempre cercare di rispettare il più possibile i programmi senza sfruttare questa intrinseca possibilità.

Un importante fattore che condiziona la programmazione delle prove è il numero di prototipi che possono essere utilizzati per svolgere la campagna di test necessaria a certificare il velivolo. Anche in questo caso bisogna cercare di trovare il compromesso migliore tra il numero di velivoli prova da utilizzare e le risorse utilizzate per raggiungere gli obiettivi. Un grande numero di prototipi garantisce sicuramente un'alta velocità nello svolgimento delle prove, ma questo comporta anche ingenti spese sia di produzione sia di gestione del progetto che, se non valutate accuratamente, possono far perdere molti soldi se il progetto è statale o portare il prodotto finale ad un costo troppo alto e quindi essere fuori mercato per progetti sviluppati da privati.

Nell'immagine 2.6³ viene riportato uno schema a blocchi che riassume una plausibile situazione riguardante il processo delle prove di volo.

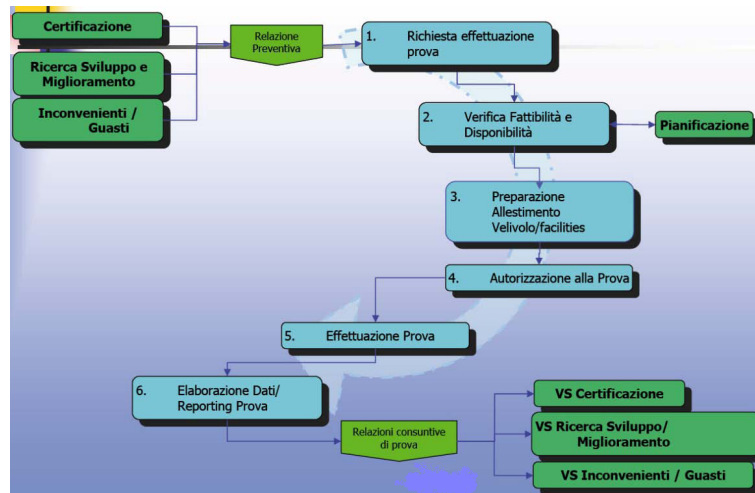


Figura 2.6: Esempio di processo delle prove di volo

Nell'immagine 2.6⁴ viene invece descritta una possibile pianificazione di una prova di volo.

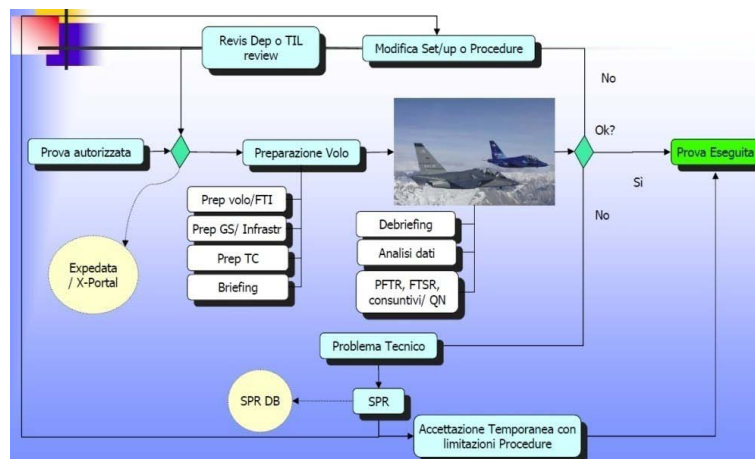


Figura 2.7: Esempio di pianificazione di prove di volo

³P. Chimetto, *Dispense del corso di sperimentazione in volo*, Politecnico di Milano, AA 2008-2009

⁴P. Chimetto, *Dispense del corso di sperimentazione in volo*, Politecnico di Milano, AA 2008-2009

Capitolo 3

Normative

In questo capitolo verrà analizzato lo stato dell'arte delle normative riguardanti i velivoli ultraleggeri, per meglio comprendere quali siano le certificazioni necessarie per commercializzare ed utilizzare questa categoria nei vari paesi del mondo. Come vedremo in seguito l'ambito delle certificazioni e delle normative è ancora molto “complicato”, infatti ci sono considerevoli differenze tra America ed Europa, addirittura nell'Europa stessa esistono diversi tipi di certificazione tra i vari paesi.

3.1 Confronto U.S.A. - Europa

Come prima analisi si è deciso di andare a verificare quali fossero le classi esistenti nelle due aree geografiche maggiormente produttive nell'ambito dell'aviazione leggera, di seguito viene riportata un'immagine riguardante le differenze esistenti tra Europa e Stati Uniti.

Stati Uniti







<p>Ulm</p>  <p>Tipologia: Velivoli leggeri; Mtow sotto i 115 kg (Usa) e 472,5 kg (Ue) Licenza: No negli Usa, si nella Ue Manutenzione: deregolamentata</p>	<ul style="list-style-type: none"> • Velivoli con e senza motore, con comandi a 2 e 3 assi, rispondenti ai requisiti della Far 103. • In pratica sono mezzi deregolamentati, che non richiedono neppure il rilascio di una licenza di volo. • Non sono ammessi i biposto, se non per compiti addestrativi (limite troppo stringente, anche per superare il quale sono stati creati i Lsa).
<p>Lsa</p>  <p>Tipologia: Velivoli leggeri; Mtow sotto i 600 kg per tutti Licenza: Sport Pilot negli Usa Manutenzione: regole ad hoc</p>	<ul style="list-style-type: none"> • Velivoli leggeri di varie categorie (aeroplani, autogiri, delta a motore, paracarrelli, motoalianti, palloni e dirigibili) per i quali Faa e Easa hanno emato apposite norme. • Viene rilasciata una certificazione sulla base della dichiarazione di rispondenza agli standard Atsm da parte del costruttore.
<p>Vla</p>  <p>Tipologia: velivoli leggeri; Mtow sotto i 750 kg per tutti Licenza: Ppl Manutenzione: norme Easa e Faa</p>	<ul style="list-style-type: none"> • Negli Stati Uniti lo standard europeo Jar (poi CS) Very Light Aircraft viene accettato come attestato di rispondenza tecnica per l'immatricolazione degli Lsa.
<p>Ela 1</p>  <p>Tipologia: Velivoli non complessi; Mtow sotto i 1.000 kg Licenza: Leisure Pilot License Manutenzione: regole ad hoc</p>	<ul style="list-style-type: none"> • A cavallo fra gli anni 80 e 90 la Federal Aviation Administration ha introdotto una categoria per così dire trasversale - la Primary Aircraft Category - di velivoli di semplice costruzione, comprendente gli aerei di costruzione amatoriale e, da ultimo, anche gli Lsa.
<p>Ela 2</p>  <p>Tipologia: Velivoli non complessi; Mtow sotto i 2.000 kg Licenza: Leisure Pilot License Manutenzione: regole ad hoc</p>	
<p>Far/CS 23</p>  <p>Tipologia: Aeroplani con Mtow sotto i 5.670 kg Licenza: Ppl Manutenzione: Far/CS 145</p>	

Figura 3.1: Confronto USA-Europa

Europa

- Gli ultraleggeri sono compresi, assieme ai velivoli storici, da ricerca, non pilotati (fino a 150 kg) e autocostruiti, nell'Annesso II del regolamento base Easa CE 216/2008, che li esclude da una regolamentazione aeronautica comunitaria.
- Alcuni Paesi certificano gli Ulm in base a norme nazionali. In Italia sono stati ammessi gli Ulm "Avanzati", che rispondendo a determinati standard tecnici e muniti di EIt, transponder C e radio aeronautica, possono operare sugli aeroporti.
- Con la probabile abolizione dell'Annesso II (che, singolarmente, per gli autogiro ammette un peso limite di 560 kg) si arriverà a una normativa Ue anche per gli Ulm. Francia e Italia premono per un sistema basato sull'autocertificazione.

- Easa intende inglobare la categoria dei Light Sport Aircraft nella "famiglia" Ela 1 (vedi la relativa voce). In via transitoria, fino al 2011-'12, l'autorità europea accetterà come Lsa velivoli biposto leggeri cui rilascerà un Permit to fly in ossequio alla Part 21A.701(15) del Regolamento EC 1702/2003, dopo averne accertata la rispondenza agli Atsm F2245 cui si attengono gli Lsa americani.
- Agli Lsa europei sarà vietata ogni attività a scopo commerciale, scuola inclusa.
- La federazione ultraleggeristica europea Emf preme perché Easa crei una categoria CS-Lsa a sé stante, staccata dagli Ela 1.

- I Vla (Very Light Aircraft) e i Vlr (Very Light Rotorcraft) sono aerei ed elicotteri di semplice costruzione (i secondi con un peso massimo al decollo di 600 kg) certificati in base a un regolamento relativamente semplificato.
- Verranno inglobati, come i CS-Lsa, negli Ela 1.
- Easa sta pensando a una nuova classe di CS Vla restricted, con motori ed eliche non certificate, ai quali rilasciare un Permit to Fly una volta che ne abbia accertata la rispondenza a determinate flight condition.

- Quella degli European Light Aircraft (Ela) 1, compresi nella definizione di "velivoli non complessi" (aerei sotto i 5.670 kg ed elicotteri sotto i 3.175) non è una nuova categoria di mezzi ma un nuovo approccio regolamentare relativamente semplificato per il rilascio di certificati di tipo e aeronavigabilità, e di certificazione di costruttori e manutentori.
- Per la certificazione di tipo Easa prevede di impiegare "appropriati standard industriali" al posto, per esempio, della CS 23.
- I CS Lsa e i CS Vla verranno inglobati negli Ela 1.

- Classe superiore di European Light Aircraft con un approccio regolamentare proporzionalmente semplificato, cioè meno "liberale" rispetto agli Ela 1, almeno per ciò che riguarda la certificazione di chi progetta e costruisce.

- Si tratta della più ampia gamma di aerei di Aviazione generale. A essa si affiancano gli elicotteri in Far/CS 27 (Mtow sotto i 3.175 kg), e gli alianti e motoalianti in Far/CS 22 (Mtow sotto i 750 kg).

Figura 3.2: Confronto USA-Europa

Come si può notare dalle immagini 3.1 e 3.2 ¹ per quanto riguarda la categoria ULM ci sono importanti differenze tra Stati Uniti ed Europa, infatti per il mondo U.S.A possono essere considerati velivoli ultraleggeri solo macchine che hanno un peso al decollo inferiore a 115 kg, con motore o senza e con comandi a due o tre assi. Rientrano a far parte di questa categoria solo i velivoli definiti “tubi e tela”, cioè quei velivoli dove non vi è una fusoliera con scocca, ma solo il telaio in lega di alluminio e l’ala o vela è composta da una tela sintetica che permette di ottimizzare le caratteristiche di resistenza, leggerezza e scarsa deformabilità, un esempio di questi velivoli sono i deltaplani a motore. Salta subito all’occhio che per Europa e Stati Uniti nella categoria ULM fanno parte tipologie di velivolo molto differenti, basti considerare che per pilotare un ULM sul suolo americano non c’è bisogno di nessuna licenza di volo.

Continuando ad analizzare la tabella di confronto si può notare che la novità più importante degli ultimi anni è stata l’introduzione, negli Stati Uniti, della categoria Light Sport Aircraft (LSA) e della relativa licenza di volo Sport Pilot, novità che l’Europa sta faticosamente cercando di far sua. Ai Light Sport Aircraft la FAA (Federal Aviation Administration) non rilascia certificazioni di tipo (TC). Non c’è quindi nessun programma di prove e verifiche passo dopo passo, ma un più liberale ancorché attento e completo controllo delle dichiarazioni e delle documentazioni con cui il costruttore attesta la compliance, cioè la conformità del suo progetto agli standard di navigabilità previsti.

Questi non sono le aeronautiche FAR (Federal Aviation Regulations) ma gli American Society for Testing Materials (ASTM) International: 3100 standard tecnici a garanzia della qualità nelle più svariate attività industriali, adottati da 75 paesi a partire dal 1898.

Normative costantemente discusse e aggiornate in periodiche assise internazionali, dunque in perenne e “democratica” evoluzione, dando luogo ad un “ambiente” regolarmente ideale. Tra l’altro la Federal Aviation Administration, sottolinea che per gli LSA ora potrebbe rimuovere la limitazione delle eliche a passo fisso-per uno sviluppo ed una validazione più agevoli delle nuove tecnologie, dalla propulsione elettrica a formule innovative come quella dell’aero-auto Terrafugia, non a caso già accettato come LSA.

Presi in considerazione per i futuri LSA europei anche da EASA (European Aviation Safety

¹ *Volare*, Editoriale Domus, Giugno 2009 Anno XXVII N°306

Agency), gli standard ASTM hanno anche il vantaggio di ridurre i rischi della responsabilità di circa la metà, poichè la responsabilità è condivisa con autorità e governi. Il dirigente della FAA Thomas A. Gunnarson ha fatto un bilancio dei primi cinque anni di introduzione degli Lsa e dell'associata Sport Pilot License.

Ecco qualche numero: 7935 i mezzi (di tutti i tipi, cioè aerei, paramotori, alianti etc.) immatricolati fino ad ora, di 96 modelli diversi e prodotti da 69 aziende; tra gli aerei (dati di LAA), 1524 gli LSA registrati a tutto gennaio, 1017 dei quali prodotti in Europa da 32 costruttori di ULM avanzati.

Di recente EASA, sollecitata da un costruttore tedesco, ha stabilito che rilascerà il permit to fly soltanto agli ultraleggeri che dimostrino di ottemperare determinate flight condition, secondo il paragrafo 21.A701(15) del regolamento EC 1702/2003 ², nel rispetto degli standard tecnici ASTM International. Una misura transitoria in attesa di dare un assetto regolamentare definitivo agli Lsa europei. A creare ancora più confusione c'è poi un particolare che riguarda gli European Light Aircraft (ELA): anche per gli ELA verranno fatti valere gli standard ASTM. Con il risultato che i velivoli ELA con MTOW (Max Take Off Weight) superiore a 600 kg non potranno essere accettati negli Stati Uniti.

Tornando agli ultraleggeri, al momento sono esclusi da ogni regolamentazione EASA, e per essi continuano a valere le norme stabilite dai singoli Paesi, i quali devono conformarsi ai parametri tecnici fissati dall' Annesso II del regolamento europeo 216/2008 ³.

²Norma sulle certificazioni per il progetto e la produzione

³Il Regolamento (CE) 216/2008 (emendamento del Regolamento n.1592/2002) del Parlamento europeo e del Consiglio recante "regole comuni nel settore dell'aviazione civile e che istituisce un'Agenzia europea per la sicurezza aerea, e che abroga la direttiva 91/670/CEE del Consiglio, il regolamento (CE) n. 1592/2002 e la direttiva 2004/36/CE", obbliga gli stati membri dell'Unione Europea ad adottare regole comuni nel settore dell'aviazione civile aventi come scopo il raggiungimento di elevati livelli di sicurezza e compatibilità ambientale nonché il libero scambio di merci, prodotti e servizi. Tale regolamento definito "Regolamento Basico" (Basic Regulation) definisce gli obiettivi da perseguire e stabilisce che le relative modalità attuative vengano dettagliate in regolamenti di secondo livello adottati dalla Commissione Europea definiti "Regole di implementazione" (IR)

3.2 EASA: i prossimi passi

E' notizia di pochi mesi che l'EASA ha commissionato uno studio ad una agenzia britannica, la *Hawk Information Sevices Ltd*, riguardo alla regolamentazione dei velivoli ultraleggeri negli stati membri della U.E.. L'argomento dello studio è:

“Micro-lights Study to identify how micro-light aircraft are regulated today in Member States and evaluate possible options at Community level taking into account in particular safety, economic, environmental, social impacts.”

L'agenzia *Hawk Information Sevices Ltd* ha infatti dichiarato di aver stipulato un contratto con EASA riguardo allo studio sulla regolamentazione dei velivoli ultraleggeri negli stati membri U.E..La gamma degli argomenti che lo studio riguarderà sono:

- l'aeronavigabilità e il mantenimento di essa (manutenzione compresa);
- l'addestramento e le licenze necessarie ai piloti;
- i requisiti medici necessari;
- le operazioni di volo;
- l'accesso agli spazi aerei e argomenti relativi.

E' importante sottolineare che l'obiettivo di questo studio non è quello di modificare l'annesso II riguardante i velivoli ultraleggeri, ma quello di analizzare ed estrapolare le migliori caratteristiche dei regolamenti attualmente utilizzati per i velivoli ULM dagli stati membri U.E. per applicarli alla categoria ELA1. ⁴

⁴I velivoli da considerarsi inclusi nella categoria ELA1 sono i seguenti:

1. Gli aeroplani e idrovolanti che hanno un MTOW inferiore a 1200 kg e non siano classificati come velivoli con propulsione complessa.
2. I palloni con un volume di progetto di gas o di aria calda non superiore a:
 - 3400 m^3 per i palloni ad aria calda;

Lo studio di questi regolamenti e l'indagine dei tassi di incidente, del numero di velivoli coinvolti e dell'attività economica indotta saranno confrontati con le strutture delle regolamentazioni europee. I risultati di questa indagine saranno poi utilizzati come base per proporre le eventuali modifiche o correzioni alla categoria ELA1. Un'interessante parte dello studio si concentrerà anche sull'analisi dei costi del comparto dei velivoli ultraleggeri in confronto con quelli dell'aviazione generale. I paesi europei che verranno analizzati, in accordo con EASA sono:

- Repubblica Ceca;
- Francia;
- Germania;
- Italia;
- Olanda;
- Svezia o Norvegia;
- Regno Unito.

Come si può notare dall'elenco vengono analizzati Paesi in cui esistono certificazioni obbligatorie per velivoli ultraleggeri e altri, quali l'Italia in cui non esiste nessun tipo di ente certificativo per velivoli con MTOW inferiore a 472.5 kg. In questo modo si potrà anche verificare quanto la certificazione di un velivolo, anche se di relativo contenuto tecnologico, sia importante per quanto riguarda affidabilità e sicurezza.

-
- 1050 m^3 per i palloni a gas;
 - 300 m^3 per i palloni a gas legati.
3. Dirigibili non complessi per un massimo di 4 persone e un massimo volume di decollo di gas o di aria calda non superiore a:
- 3400 m^3 per dirigibili ad aria calda;
 - 1000 m^3 per dirigibili a gas.
-

Le linee guida riguardanti il punto di partenza di questo studio sono state ricavate dall'evoluzione dei regolamenti redatti da EASA.

Il primo regolamento di base per l'aviazione civile U.E. è stato creato nel 2002 (regolamento 1592/2002), ed i velivoli ultraleggeri sono stati esclusi dalle regolamentazioni europee specificando l'esenzione nell'annesso II di EASA. L'inclusione nell'annesso II riguardava velivoli monoposto con un peso massimo al decollo di 300 kg e velivoli biposto con peso massimo al decollo di 450 kg. Queste esclusioni sono state mantenute attraverso l'annesso II di base riveduto,(216/2008), ma con opportune modifiche per permettere l'inserimento del paracadute balistico di sicurezza portando le soglie massime rispettivamente a 315 kg per i velivoli monoposto e di 472.5 per i velivolo biposto.

Nel mandato riguardante lo studio EASA cita quanto segue:

“Recital 5 of the Basic Regulation (Regulation (EC) N°. 216/2008 issued by the European Parliament and Council, indicates that consideration should be given to regulate at Community level aeroplanes and helicopters with a low maximum take-off mass and whose performance is increasing, that can circulate all over the Community and are produced in an industrial manner. To address this recital 5, a study is necessary to identify how such aircraft are regulated today in Member States and evaluate possible options at Community level taking into account in particular safety, economic, environmental, social impacts.”

e prosegue con :

“It would not be appropriate to subject all aircraft to common rules, in particular aircraft that are of simple design or operate mainly on a local basis, and those that are home-built or particularly rare or only exist in a small number; such aircraft should therefore remain under the regulatory control of the Member States, without any obligation under this Regulation on other Member States to recognise such national arrangements. However, proportionate measures should be taken to increase generally the level of safety of recreational aviation. Consideration should in particular be given to aeroplanes and helicopters with a low maximum take-off mass and whose performance is increasing, which can circulate all over the Community and which are produced in an industrial manner. They therefore can be better regulated at Community level to provide for the necessary uniform level of safety and environmental protection.”

E' necessario sottolineare che le dichiarazioni qui sopra non portano automaticamente alla conclusione che i velivoli ultraleggeri correnti dovrebbero essere rimossi dall'annesso II, come è temuto da molti nel mondo degli ULM, ma potrebbe, tuttavia, essere interpretato come un segnale per i “pesanti” ultraleggeri prodotti in Europa, ma commercializzati solo all'estero, a meno di avere la certificazione EASA.

Per queste incomprensioni EASA ha voluto specificare che:

“The Agency wishes to clarify that it has no intentions to modify the present Annex II in particular in relation to micro-lights.”

Ed ha voluto anche dichiarare esplicitamente che lo scopo dello studio commissionato è finalizzato a :

1. *The study is needed to comply with the above recital 5. Further, the results of the study will be used to support point (1) of 2 below (**in bold**).*
 2. *The recommendations are also intended to support a rulemaking task that should start in the second quarter of 2010. This task (BR.010) will address the following points:*
 - ***propose the necessary modifications to the Basic Regulation and EASA implementing rules to achieve an adapted level of regulation for ELA1 for airworthiness, maintenance, operations and licensing;***
 - *harmonize the above with other authorities;*
 - *improve the approach to orphan aircraft;*
 - *review the essential requirements for airworthiness to avoid any unwanted effects on small aircraft;*
 - *propose that a Type Certificate for engine and propellers is not needed for some ELA aircraft;*
 - *ensure that self-sustained powered sailplanes equipped with a turbojet are noncomplex aircraft.*
-

3.3 L'importanza della certificazione

Dalla precedente sezione emerge che per quanto riguarda la categoria degli ULM non c'è ancora una normativa europea (EASA), che permetta di poter commercializzare ed utilizzare queste macchine ovunque. Questa mancanza è colmata, in alcuni paesi UE, da certificazioni ad hoc ed in altri, tra cui l'Italia, da nessuna adeguata regolamentazione per questa specifica classe. In attesa di verificare i risultati dello studio commissionato e gli sviluppi futuri che EASA avrà intenzione di fare, (anche se molti ULM sono caratterizzati da una quantità di produzione o addirittura homebuilt sarebbe gradita una normativa, ben calibrata e pesata, per questa classe di velivoli in modo da portarsi sempre di più verso ad una vera Europa unita e con regole comuni), cercheremo di capire l'importanza di avere un velivolo certificato. Bisogna innanzi tutto sottolineare l'importanza delle certificazioni ultraleggere europee accennando anche alle fasi di progettazione e collaudo che portano alla definizione delle prestazioni e dei limiti operativi del velivolo.

Potrà sembrare strano, ma le certificazioni estere possono essere importanti soprattutto per i clienti di stati dove non esiste una certificazione ufficiale, i quali si assumono tutta la responsabilità per le dichiarazioni autocertificate in base alle quali sono poi rilasciate le immatricolazioni dei loro velivoli; dichiarazioni spesso basate su dati tecnici comunicati dai rivenditori e non supportati da alcuna certificazione del costruttore. In alcuni paesi europei le autorità preposte alla regolamentazione del settore ultraleggero hanno scelto di sottoporre anche questo tipo di velivoli ad un iter di certificazione.

Le procedure ed i parametri a cui bisogna conformarsi per ottenere una certificazione sono spesso diversi e più o meno restrittivi da paese a paese, quindi sottopongono i costruttori ad un impegno non indifferente per poter commercializzare i propri velivoli pronti al volo sui vari mercati.

L'esistenza di certificazioni in altri paesi europei è quindi un importante denominatore circa la serietà dell'azienda costruttrice ed è per il futuro cliente una garanzia che il velivolo ultraleggero rispetti le caratteristiche dichiarate dal rivenditore. Infatti il distributore in mancanza di norme e dati certi può essere portato ad esaltare le caratteristiche del velivolo anche "migliorando" alcuni dati ritenuti maggiormente seducenti per il potenziale cliente.

Nel caso in cui il rivenditore abbia “migliorato” la velocità di crociera, il futuro cliente rischia semplicemente di rimanere deluso perché la macchina non raggiungerà la velocità pubblicizzata, ma in altri casi, come per la “Velocità da non superare mai (V_{NE})”, il discorso è più serio.

Come vedremo, infatti, è importantissimo mantenere ampi margini di sicurezza poiché in determinate condizioni atmosferiche (temperatura oltre i 15°C e altitudine relativamente elevata) si può rischiare di superare la V_{NE} pur restando in arco giallo, correndo così il rischio di cedimenti strutturali, deformazioni permanenti e di *flutter* (un catastrofico fenomeno aeroelastico di oscillazione instabile della struttura o delle superfici di controllo). In conclusione una certificazione per questi velivoli è necessaria, anche per salvaguardare la sicurezza, non solo del pilota e dell’eventuale passeggero, ma anche quella di ogni cittadino che non vuole essere “investito” da un velivolo con gravi errori di progettazione.

3.4 L’importanza dei velivoli ultraleggeri

Per il mercato dell’aviazione in senso più ampio, ma soprattutto per quello che riguarda l’aviazione generale (AG), non ci troviamo in un periodo florido e fecondo. Infatti la crisi che ha colpito globalmente tutto il mondo ha causato pesanti ripercussioni su questo delicato mercato.

Per questo motivo non bisogna trascurare uno dei settori che potrebbe dare un importante e veloce rilancio a tutto il settore. Infatti i velivoli ULM dato il loro minor costo di acquisto e di manutenzione e gestione possono portare un po’ di ossigeno a quello che è oggi il settore dell’aviazione sportiva. Allo stesso tempo il proliferare di aviosuperfici sempre più all’avanguardia e attrezzate con le più svariate strutture, dal ristorante alla club house passando per la piscina, potrebbe risollevarlo il settore dell’ aero-turismo portando benefici anche a settori lontani da quello aeronautico.

Per questi motivi sarebbe necessario investire molto in questo settore, cercando come prima detto, di uniformare tutto il settore senza appesantirlo troppo, altrimenti si andrebbero a perdere i vantaggi di cui questa categoria gode.

3.5 Scelta della della normativa tedesca LTF-UL

Il compito, in accordo con il costruttore del velivolo la Ing. Nando Groppo s.r.l, è stato quello di analizzare la normativa tedesca LTF-UL, necessaria per poter commercializzare il velivolo in Germania, mercato di interesse dell'azienda costruttrice.

Il velivolo è già stato presentato al solone internazionale di *Friedrichshafen*, ed ha suscitato molto interesse al pubblico e agli operatori tedeschi ma non solo, per questo motivo la scelta aziendale è ricaduta su questa certificazione rispetto ad altre adottate da diversi paesi europei.

Come prima spiegato questa certificazione non permetterà solo la possibilità di esportare il prodotto in un altro paese, ma porterà prestigio all'azienda, al suo modo di lavorare e alla serietà operativa.

3.6 Analisi della normativa tedesca LTF-UL

Per quanto riguarda il lavoro di analisi della normativa tedesca è stato necessario concentrarsi sulle parti in cui era richiesto un *flight test* con relativo *flight report*, cioè dove veniva richiesta la necessità di valutare le prestazioni del velivolo in volo in determinate condizioni di pesi, centraggi e configurazioni.

Come primo lavoro infatti è stato deciso di creare una matrice contenente solo le parti della normativa di nostro interesse in modo poterci meglio focalizzare sul lavoro riguardante i *flight test*, la pianificazione delle prove, la scelta della strumentazione e la creazione delle *flight card*.

Siccome la normativa tedesca LTF-UL non menzionava nulla a riguardo della fase di atterraggio e di una possibile riattaccata la matrice è stata ampliata con queste due ulteriori prove “prese in prestito” dalla normativa europea CS-VLA.

3.6.1 Legenda

MXFCR	Maximum weight, maximum forward CG in cruise configuration
MXFTO	Maximum weight, maximum forward CG in Take Off configuration
MXFLD	Maximum weight, maximum forward CG in Landing configuration
MXACR	Maximum weight, maximum Aft CG in cruise configuration
MXATO	Maximum weight, maximum Aft CG in Take Off configuration
MXALD	Maximum weight, maximum Aft CG in Landing configuration
MNFCR	Minimum weight, maximum forward CG in cruise configuration
MNFTO	Minimum weight, maximum forward CG in Take Off configuration
MNFLD	Minimum weight, maximum forward CG in Landing configuration
MNACR	Minimum weight, maximum Aft CG in cruise configuration
MNATO	Minimum weight, maximum Aft CG in Take Off configuration
MNALD	Minimum weight, maximum Aft CG in Landing configuration
V_{S_0}	Velocità di stallo
V_{S_1}	Velocità di stallo in una determinata configurazione
V_{FE}	Velocità con flap estesi
V_{NE}	Velocità da non superare mai
V_y	Velocità di salita
V_H	Velocità mantenibile in volo livellato
V_C	Velocità di crociera
V_{DF}	Velocità di picchiata
MCP	Manetta Cruise Power
IDLE	Manetta al minimo
r.m.f.l.	Requested to maintain flight level

Tabella 3.1: Legenda

Performance	Descrizione	Quota [ft]	Power	Velocità	Flap	Configurazione	Punti prova
	STALLI IN POTENZA						
LTF-UL 45	Tutte le prove devono essere eseguite al MTOW, in aria calma e riportate condizioni ISA						12
LTF-UL 49	V_{s0} = stall speed [km/h] CAS power=idle configurazione atterraggio V_{s0} = velocità in una determinata configurazione						
		2000	IDLE	$1.4 V_{s0}$	CR	MXACR	
		2000	IDLE	$1.4 V_{s0}$	TO	MXATO	
		2000	IDLE	$1.4 V_{s0}$	LD	MXALD	
		2000	IDLE	$1.4 V_{s0}$	CR	MXFCR	
		2000	IDLE	$1.4 V_{s0}$	TO	MXFTO	
		2000	IDLE	$1.4 V_{s0}$	LD	MXFLD	
		2000	MCP	$1.4 V_{s0}$	CR	MXACR	
		2000	MCP	$1.4 V_{s0}$	TO	MXATO	
		2000	MCP	$1.4 V_{s0}$	LD	MXALD	
		2000	MCP	$1.4 V_{s0}$	CR	MXFCR	
		2000	MCP	$1.4 V_{s0}$	TO	MXFTO	
		2000	MCP	$1.4 V_{s0}$	LD	MXFLD	

Tabella 3.2: LTF-UL

Performance	Descrizione	Quota [ft]	Power	Velocità	Flap	Configurazione	Punti prova
DECOLLO							
LTF-UL 51	La distanza necessaria per il decollo con massimo peso al decollo, da una superficie asciutta, livellata con erba, e salire al di sopra di 15 metri non deve essere maggiore di 300m. Fare la media di 6 prove	500	TO	1.3 V_{s0}	TO	MXFTO	
SALITE							
LTF-UL65	Il miglior rateo di salita deve essere almeno di 1.5 m/s con potenza massima di take-off. Carrello retratto, massimo peso al decollo e Flap in posizione climb	1000 to 3000	MCP to TOP	various	CR	MXFCR	10
		1000 to 3000	MCP to TOP	various	TO	MXFCR	

Tabella 3.3: LTF-UL

Performance	Descrizione	Quota [ft]	Power	Velocità	Flap	Configurazione	Punti prova
ATTERRAGGIO							
CS-VLA 75	Bisogna determinare la distanza orizzontale necessaria a fermarsi da un punto alto 15 m. 1) Una discesa con una velocità calibrata di $1.3V_{s0}$ deve essere mantenuta fino ai 15 m. 2) Deve essere compiuto senza un'eccessiva accelerazione verticale o tendenza a rimbalzare. 3) Riattaccata	500	IDLE	$1.3 V_{s0}$	retracted	MXFLD	6
		500	IDLE	$1.3 V_{s0}$	full down	MXFLD	

Tabella 3.4: LTF-UL

Performance	Descrizione	Quota [ft]	Power	Velocità	Flap	Configurazione	Punti prova
RIATTACCATA							
CS-VLA 77	Deve essere possibile mantenere: 1) Un angolo di salita costante, a livello del mare, di almeno 30°. 2) Volo livellato ad un'altezza di 915 m (3000 ft) alla velocità alla quale la transizione di manovra di riattaccata si è dimostrata essere sicura con: a) take off power; b) carrello estratto; c) flap in landing a meno che i flap possano essere retratti in meno di 2 secondi, senza perdita di quota e senza improvvisi cambi di angoli di attacco o doti eccellenti da parte del pilota.	500	full throttle	$1.3V_{s0}$	LD (o vedi note)	MXFLD	
		500	full throttle	$1.3V_{s0}$	LD (o vedi note)	MXALD	

Tabella 3.5: LTF-UL

CONTROLLABILITA' E MANOVRABILITA'	
Descrizione	Remarks
LTF-UL 143	<p>Il giudizio del pilota sulla controllabilità e la manovrabilità verrà usato per dimostrare il soddisfacimento dei requisiti generali.</p>
<p>1) L'aereo deve essere controllabile durante: decollo a massima potenza, salita, volo livellato, discesa, atterraggio con e senza potenza, arresto improvviso del motore. 2) Deve essere possibile eseguire una "dolce" transizione da una condizione ad un'altra senza pericoli o senza eccedere i limiti del motore di carico. La deviazione dalla procedura standard non deve portare a condizioni di volo non sicure. 3) Ogni variazione delle caratteristiche di volo causate dalla pioggia deve essere determinata con il motore funzionante ad ogni possibile potenza. 4) Se lo sforzo del pilota sembra eccessivo, esso deve essere verificato quantitativamente tramite test. I limiti sono: a) applicazione istantanea: pitch 20 daN, roll 10 daN, yaw 40 daN, wing flaps/landing gear 10 daN; b) prolungata: pitch 2 daN, roll 1.5 daN, yaw 10 daN, wing flaps/landing gear.</p>	

Tabella 3.6: LTF-UL

Performance	Descrizione	Quota [ft]	Power	Velocità	Flap	Configurazione	Punti prova
CONTROLLABILITA' LONGITUDINALE							
LTF-UL 145	1) Deve essere possibile ad ogni velocità al di sotto di $1.3 V_{s0}$ picchiare il naso del velivolo così che la velocità di $1.3 V_{s0}$ possa essere raggiunta, questo deve essere dimostrato con ogni configurazione, ad ogni potenza e con il velivolo trimmato a $1.3 V_{s0}$. 2) Deve essere possibile, attraverso l'appropriato inviluppo di volo, cambiare la configurazione(carrello, flaps, potenza) senza eccessiva esperienza del pilota e senza eccedere le forze citate nel Capitolo B, Para III,LTF-UL 143), deve essere possibile alzare il naso dell'aereo alla V_{DF} a tutte le possibili posizioni del c.g. e a tutte le possibili potenze del motore.	1000	full throttle	$1.3 V_{s0}$	retracted	MXACR	12
		1000	full throttle	$1.3 V_{s0}$	take off	MXATO	
		1000	full throttle	$1.3 V_{s0}$	full down	MXALD	

Tabella 3.7: LTF-UL

Performance	Descrizione	Quota [ft]	Power	Velocità	Flap	Configurazione	Punti prova
		1000	IDLE	$1.3 V_{s0}$	retracted	MXACR	
		1000	IDLE	$1.3 V_{s0}$	take off	MXATO	
		1000	IDLE	$1.3 V_{s0}$	full down	MXALD	
CONTROLLABILITA' LATERO-DIREZIONALE							
LTF-UL 147	Deve essere possibile, usando una combinazione favorevole di comandi, rollare l'aeroplano da una condizione stazionaria di virata a 30 gradi di bank in una direzione a un'altra condizione di 30 gradi di bank nella direzione opposta. La manovra deve essere eseguita in non più di 5 secondi alla velocità di $1.3 V_{s0}$ e alla V_{NE} , se possibile, con carrello di atterraggio e flaps estratti.	1000	r.m.f.l. (up to MCP)	$1.3V_{s0}$ and V_{NE}	retracted	MXACR	
		1000	r.m.f.l. (up to MCP)	$1.3V_{s0}$ and V_{NE}	full down	MXALD	
							4

Tabella 3.8: LTF-UL

Performance	Descrizione	Quota [ft]	Power	Velocità	Flap	Configurazione	Punti prova
FORZE DI CONTROLLO EQUILIBRATORE							
LTF-UL 155	Le forze di controllo dell'equilibratore in virata o durante una richiamata devono essere tali che, un incremento della forza di controllo causa un incremento del fattore di carico. Con sistemi di controllo non convenzionali, la forza di controllo iniziale non deve essere inferiore a 5 daN ad ogni velocità, assumendo flaps e carrello retratti. Per tutti gli aeroplani che possiedono controlli per lo spostamento del peso, la forza del pilota necessaria al raggiungimento del limite del fattore di carico deve essere in accordo con le richieste dell' "agenzia registrante".	1000	maximum cont- nuous	as required to allow load factor build up with avail- able engine power	retracted	MXACR	
		1000	maximum cont- nuous	as required to allow load factor build up with avail- able engine power	retracted	MINACR	

Tabella 3.9: LTF-UL

Performance	Descrizione	Quota [ft]	Power	Velocità	Flap	Configurazione	Punti prova
		TRIM					
LTF-UL 161	Deve essere possibile trimmare lateralmente, longitudinalmente e direzionalmente a tutte le velocità comprese tra $1.3 V_{s0}$ e $2.0 V_{s0}$ ad ogni potenza di motore e alle posizioni estreme di c.g.	1000	r.m.f.l. (up to MCP)	$1.3V_{s0}/$ $1.5V_{s0}/$ $1.7V_{s0}/$ $2.0V_{s0}$	retracted	MXACR	40
		1000	r.m.f.l. (up to MCP)	$1.3V_{s0}/$ $1.5V_{s0}/$ $1.7V_{s0}/$ $2.0V_{s0}$	retracted	MNACR	
		1000	r.m.f.l. (up to MCP)	$1.3V_{s0}/$ $1.5V_{s0}/$ $1.7V_{s0}/$ $2.0V_{s0}$	retracted	MXFCR	
		1000	r.m.f.l. (up to MCP)	$1.3V_{s0}/$ $1.5V_{s0}/$ $1.7V_{s0}/$ $2.0V_{s0}$	retracted	MNFCR	

Tabella 3.10: LTF-UL

Performance	Descrizione	Quota [ft]	Power	Velocità	Flap	Configurazione	Punti prova
		1000	MCP	1.3V _{s0} / 1.5V _{s0} / V _{FEE}	take off	MXATO	
		1000	MCP	1.3V _{s0} / 1.5V _{s0} / V _{FEE}	take off	MNATO	
		1000	MCP	1.3V _{s0} / 1.5V _{s0} / V _{FEE}	take off	MXFTO	
		1000	MCP	1.3V _{s0} / 1.5V _{s0} / V _{FEE}	take off	MNFTO	
		1000	IDLE	1.3V _{s0} / 1.5V _{s0} / V _{FEE}	full down	MXALD	
		1000	IDLE	1.3V _{s0} / 1.5V _{s0} / V _{FEE}	full down	MNALD	
		1000	IDLE	1.3V _{s0} / 1.5V _{s0} / V _{FEE}	full down	MXFLD	
		1000	IDLE	1.3V _{s0} / 1.5V _{s0} / V _{FEE}	full down	MNFLD	

Tabella 3.11: LTF-UL

STABILITA'							
LTF-UL 171	Il velivolo deve soddisfare tutti i requisiti elencati in questa sezione, da LTF-UL 173 to LTF-UL 181. Il velivolo deve mostrare un'adeguata stabilità e controllo nelle normali condizioni di volo. Le valutazioni e i parametri dovranno essere presi in volo tramite il giudizio del pilota e le qualità di maneggevolezza.						
Performance	Descrizione	Quota [ft]	Power	Velocità	Flap	Configurazione	Punti prova
STABILITA' STATICA LONGITUDINALE							
LTF-UL 173	Per ogni combinazione del centro di gravità, posizione dei flap e potenza del motore coprendo tutte le velocità dalla minima a quella massima. 1)Sforzi di barra VS velocità. 2)Posizione barra VS velocità sforzi e posizioni devono essere creati all'aumentare della velocità. Ad ogni velocità significativa corrisponde una variazione della barra e questo deve essere percepibile dal pilota .	1000	r.m.f.l. (Up to MCP)	$1.3V_{s0}$	retracted	MXACR	44
		1000	r.m.f.l. (Up to MCP)	$1.5V_{s0}$	retracted	MXACR	
		1000	r.m.f.l. (Up to MCP)	V_y	retracted	MXACR	

Tabella 3.12: LTF-UL

Performance	Descrizione	Quota [ft]	Power	Velocità	Flap	Configurazione	Punti prova
		1000	r.m.f.l. (U_p to MCP)	V_C	retracted	MXACR	
		1000	r.m.f.l. (U_p to MCP)	V_H	retracted	MXACR	
		1000	r.m.f.l. (U_p to MCP)	$1.3V_{s_0}$	retracted	MNACR	
		1000	r.m.f.l. (U_p to MCP)	$1.5V_{s_0}$	retracted	MNACR	
		1000	r.m.f.l. (U_p to MCP)	V_g	retracted	MNACR	
		1000	r.m.f.l. (U_p to MCP)	V_C	retracted	MNACR	
		1000	r.m.f.l. (U_p to MCP)	V_H	retracted	MNACR	
		1000	MCP	$1.3V_{s_0}$	Take off	MXATO	
		1000	MCP	$1.5V_{s_0}$	Take off	MXATO	
		1000	MCP	V_{FE}	Take off	MXATO	

Tabella 3.13: LTF-UL

Performance	Descrizione	Quota [ft]	Power	Velocità	Flap	Configurazione	Punti prova
		1000	MCP	$1.3V_{s0}$	Take off	MNATO	
		1000	MCP	$1.5V_{s0}$	Take off	MNATO	
		1000	MCP	V_{FE}	Take off	MNATO	
		1000	IDLE	$1.3V_{s0}$	full down	MXALD	
		1000	IDLE	$1.5V_{s0}$	full down	MXALD	
		1000	IDLE	V_{FE}	full down	MXALD	
		1000	IDLE	$1.3V_{s0}$	full down	MNALD	
		1000	IDLE	$1.5V_{s0}$	full down	MNALD	
		1000	IDLE	V_{FE}	full down	MNALD	
STABILITA' LATERO-DIREZIONALE							
LTF-UL 177	In VORU con i comandi di Roll e Yaw gradualmente applicati in opposte direzioni, ogni incremento di angolo di sideslip deve corrispondere ad un incremento della deflessione dei controlli laterali. Questo comportamento non deve necessariamente essere lineare. La forza di controllo non deve superare quella massima del pilota.	1000	r.m.f.l (Up to MCP)	$1.3V_{s0}$	retracted	MXACR	96

Tabella 3.14: LTF-UL

Performance	Descrizione	Quota [ft]	Power	Velocità	Flap	Configurazione	Punti prova
		1000	r.m.f.l (U _p to MCP)	1.5V _{s0}	retracted	MXACR	
		1000	r.m.f.l (U _p to MCP)	V _g	retracted	MXACR	
		1000	r.m.f.l (U _p to MCP)	2V _{s0}	retracted	MXACR	
		1000	r.m.f.l (U _p to MCP)	V _C	retracted	MXACR	
		1000	r.m.f.l (U _p to MCP)	V _H	retracted	MXACR	
		1000	r.m.f.l (U _p to MCP)	1.3V _{s0}	retracted	MINACR	
		1000	r.m.f.l (U _p to MCP)	1.5V _{s0}	retracted	MINACR	
		1000	r.m.f.l (U _p to MCP)	V _g	retracted	MNACR	

Tabella 3.15: LTF-UL

Performance	Descrizione	Quota [ft]	Power	Velocità	Flap	Configurazione	Punti prova
		1000	r.m.f.l (Up to MCP)	$2V_{s0}$	retracted	MNACR	
		1000	r.m.f.l (Up to MCP)	V_C	retracted	MNACR	
		1000	r.m.f.l (Up to MCP)	V_H	retracted	MNACR	
		1000	r.m.f.l (Up to MCP)	$1.3V_{s0}$	Take off	MXATO	
		1000	r.m.f.l (Up to MCP)	$1.5V_{s0}$	Take off	MXATO	
		1000	r.m.f.l (Up to MCP)	V_{FE}	Take off	MXATO	
		1000	r.m.f.l (Up to MCP)	$1.3V_{s0}$	Take off	MNATO	
		1000	r.m.f.l (Up to MCP)	$1.5V_{s0}$	Take off	MNATO	

Tabella 3.16: LTF-UL

Performance	Descrizione	Quota [ft]	Power	Velocità	Flap	Configurazione	Punti prova
		1000	r.m.f.l (Up to MCP)	V_{FE}	Take off	MNATO	
		1000	r.m.f.l (Up to MCP)	$1.3V_{s_0}$	full down	MXALD	
		1000	r.m.f.l (Up to MCP)	$1.5V_{s_0}$	full down	MXALD	
		1000	r.m.f.l (Up to MCP)	V_{FE}	full down	MXALD	
		1000	r.m.f.l (Up to MCP)	$1.3V_{s_0}$	full down	MNALD	
		1000	r.m.f.l (Up to MCP)	$1.5V_{s_0}$	full down	MNALD	
		1000	r.m.f.l (Up to MCP)	V_{FE}	full down	MNALD	

Tabella 3.17: LTF-UL

Performance	Descrizione	Quota [ft]	Power	Velocità	Flap	Configurazione	Punti prova
	STABILITA' DINAMICA						
LTF-UL 181	Le oscillazioni di corto periodo comprese tra la velocità di stallo e la V_{DF} devono essere molto smorzate dai controlli primari. 1) comandi liberi 2) comandi bloccati i requisiti devono essere soddisfatti a tutte le potenze	1000	r.m.f.l. (Up to MCP)	$1.3V_{s0}$	retracted	MXACR	140
		1000	r.m.f.l. (Up to MCP)	$1.5V_{s0}$	retracted	MXACR	
		1000	r.m.f.l. (Up to MCP)	V_y	retracted	MXACR	
		1000	r.m.f.l. (Up to MCP)	$2V_{s0}$	retracted	MXACR	
		1000	r.m.f.l. (Up to MCP)	V_C	retracted	MXACR	
		1000	r.m.f.l. (Up to MCP)	V_H	retracted	MXACR	

Tabella 3.18: LTF-UL

Performance	Descrizione	Quota [ft]	Power	Velocità	Flap	Configurazione	Punti prova
		1000	r.m.f.l. (U_p to MCP)	V_{NE}	retracted	MNACR	
		1000	r.m.f.l. (U_p to MCP)	$1.3V_{s_0}$	retracted	MNACR	
		1000	r.m.f.l. (U_p to MCP)	$1.5V_{s_0}$	retracted	MNACR	
		1000	r.m.f.l. (U_p to MCP)	V_g	retracted	MNACR	
		1000	r.m.f.l. (U_p to MCP)	$2V_{s_0}$	retracted	MNACR	
		1000	r.m.f.l. (U_p to MCP)	V_C	retracted	MNACR	
		1000	r.m.f.l. (U_p to MCP)	V_H	retracted	MNACR	
		1000	r.m.f.l. (U_p to MCP)	V_{NE}	retracted	MNACR	

Tabella 3.19: LTF-UL

STALLI	
LTF-UL 201	<p>Wing level stall 1) Le caratteristiche di stallo per le configurazioni estreme di posizione del baricentro (avanzato e arretrato) e al minimo e massimo peso al decollo in accordo LTF-UL-25 devono essere analizzate. 2) Le prove di stallo devono essere effettuate, partendo dalla condizione di volo livellato riducendo la velocità di circa 2 km/h al secondo fino al manifestarsi dello stallo, come un incontrollato movimento a picchiare o scivolare d'ala, oppure fino a che le superficie arrivino a fine corsa. E' possibile correggere il rollio e l'imbardata fino al momento dello stallo. 3) Durante la manovra di recupero deve essere possibile prevenire un angolo di bank maggiore di 20°. L'aeroplano non deve avere la tendenza di entrare in vite. 4) La perdita di quota e il massimo angolo di picchiata al di sotto dell'orizzonte devono essere determinati. NOTA: la perdita di altitudine si intende dal momento in cui il velivoli picchia fino a tornare in condizioni livellate. 5) Tutto questo deve essere svolto in: tutte le condizioni di flap, tutte le posizioni di carrello e manetta al massimo e al minimo.</p>

Tabella 3.20: LTF-UL

Performance	Descrizione	Quota [ft]	Power	Velocità	Flap	Configurazione	Punti prova
STALLI IN VIRATA							
LTF-UL 203	Turning flight stall 1) Deve essere possibile riprendere il volo livellato senza incorrere nella tendenza di rollio incontrollato o spirale, partendo da uno stallò in virata coordinata con 30° di bank. NOTA: eccedendo i 60° di rollio in entrambe le direzioni partendo dai 30° di bank significa essere incontrollati 2) La perdita di altitudine dalla picchiata alla ripresa del volo livellato applicando normali procedure, e il massimo angolo di picchiata al di sotto dell'orizzonte devono essere determinati.	2000	IDLE - MCP	1.4 V_{s0}	retracted	MXACR	
		2000	IDLE	1.4 V_{s0}	Full down	MXALD	
		2000	IDLE	1.4 V_{s0}	retracted	MXFCR	
		2000	IDLE	1.4 V_{s0}	Full down	MXFLD	

Tabella 3.21: LTF-UL

Performance	Descrizione	Quota [ft]	Power	Velocità	Flap	Configurazione	Punti prova
		2000	MCP	$1.4 V_{s_0}$	retracted	MXACR	
		2000	MCP	$1.4 V_{s_0}$	Full down	MXALD	
		2000	MCP	$1.4 V_{s_0}$	retracted	MXFCR	
		2000	MCP	$1.4 V_{s_0}$	Full down	MXFLD	
STALLI							
LTF-UL 207	<p>Stall warning L'avvisatore di stallo può essere omissso se nello stallo ad ali livellate è possibile produrre e correggere una virata utilizzando gli alettoni, e il timone si manterrà neutrale. Un aeroplano che non rispetta le precedenti condizioni deve: 1) avere un chiaro e distintivo avviso di stallo con flap e carrello in qualsiasi posizione, sia in stallo livellato che in virata. 2) L'avvisatore di stallo deve attivarsi sufficientemente prima dello stallo per permettere al pilota di ritornare in volo livellato. 3) Lo stallo potrebbe essere avvertito anche tramite qualità aerodinamiche (buffeting) dell'aereo o di indicatori che chiaramente preannunciano lo stallo</p>						

Tabella 3.22: LTF-UL

CARATTERISTICHE DI MANOVRAABILITA' A TERRA	
Descrizione	Remarks
<p>LTF-UL 233</p> <p>L'aeroplano non deve avere un comportamento incontrollabile a terra in corrispondenza delle velocità consentite. L'aeroplano deve possedere un adeguato controllo durante la taxiing.</p>	<p>La maneggevolezza del velivolo e i freni devono essere valutati durante il decollo e l'atterraggio per dimostrare corrispondenza ai requisiti della LTF-UL 51 e durante i test per misurare la distanza di atterraggio dai 50 ft a terra. La massima componente di vento a traverso deve essere 28 km/h</p>
<p>LTF-UL 234</p> <p>Deve essere verificata la capacità di eseguire un decollo e un atterraggio in condizioni di vento traverso. Il test deve essere usato come riferimento nel manuale dell'aeroplano.</p>	<p>Il comportamento in decollo e atterraggio in vento a traverso deve essere valutata avendo come obiettivo quello di raggiungere il target di vento traverso di 28 km/h</p>
VARIE RICHIESTE DI VOLO	
Descrizione	Remarks
<p>LTF-UL 251</p> <p>Ogni parte dell'aeroplano deve essere esente da eccessive vibrazioni ad ogni velocità fino alla V_{DF}. Inoltre non deve esserci buffeting in ogni condizione di volo normale tale che possa inficiare la condotta soddisfacente dell'aeromobile, causare eccessiva fatica al pilota o determinare un danneggiamento strutturale. Entro questi limiti l'avvisatore di stallo è ammesso. Questo requisito deve essere soddisfatto ad ogni condizione di potenza motore.</p>	<p>Non viene adottata alcuna configurazione del velivolo o procedura per il test. Viene utilizzato il giudizio del pilota riguardante il livello di vibrazione e di buffeting. Verranno analizzate velocità fino a 1.1 V_{NE} per dimostrare la corrispondenza alla LTF-UL 145.</p>

Tabella 3.23: LTF-UL

PROGETTO E COSTRUZIONE		
	Descrizione	Remarks
LTF-UL 629	<p>L'aeromobile deve essere libero da flutter, fenomeni di divergenza ed inversione dei comandi in ogni configurazione e ad ogni velocità almeno fino alla V_D. Il controllo e la stabilità del velivolo non deve essere pericolosamente sensibile alla deformazioni strutturali e un sufficiente smorzamento deve essere presente ad ogni appropriata velocità affinché le vibrazioni aeroelastiche scompaiano rapidamente. La corrispondenza con il sub-paragrafo 1 deve essere dimostrata da: a) test mirati che inducano il flutter a diverse velocità fino alla V_{DF}. Questi test devono dimostrare che non ci sia un riduzione dello smorzamento con l'avvicinarsi della V_{DF}; b) test che dimostrino che, all'avvicinarsi della V_{DF}, il controllo attorno ai tre assi non diminuisca in maniera rapida e inusuale. Verificare che non ci siano segnali di una imminente divergenza di ali, piani di coda e fusoliera all'infuori delle condizioni di stabilità statica e delle condizioni di trim; c) per velivoli che possiedono una V_D</p>	<p>Il flutter viene dapprima verificato tramite test a terra (ground vibration tests) e poi in volo durante test che supportino la verifica della LTF-UL-145.</p>

Tabella 3.24: LTF-UL

ORGANI DI CONTROLLO		
LTF-UL 671	Ogni controllo deve essere utilizzato facilmente, dolcemente ed in maniera tale da consentire la funzione per la quale è stato sviluppato.	
LTF-UL 677	Devono essere prese precauzioni affinché non ci sia un improprio, inopportuno o casuale utilizzo del comando di trim. 2) Il comando di trim deve essere irreversibile a meno che il comando non sia bilanciato e non abbia caratteristiche di flutter che inficino la sicurezza.	
CABINA		
Descrizione	Remarks	
LTF-UL 771	Il compartimento riservato ai piloti ed il suo equipaggiamento deve consentire ai piloti stessi di ottemperare ai loro doveri senza irragionevole concentrazione o fatica.	Il giudizio qualitativo dei piloti riguardo l'ergonomia della cabina verrà utilizzato come parte integrante della campagna prove di volo ai fini della certificazione .
LTF-UL 773	Ogni compartimento riservato al pilota deve essere concepito di modo che: 1) la visuale del pilota sia sufficientemente estesa, chiara e non venga distorta così da condurre le operazioni in sicurezza. 2) La pioggia non deve inficiare la visuale del pilota durante il volo normale e l'atterraggio.	I requisiti possono essere soddisfatti con un'adeguata ampiezza del parabrezza. Il giudizio qualitativo dei piloti riguardo l'ergonomia della cabina verrà utilizzato come parte integrante della campagna prove di volo ai fini della certificazione.

Tabella 3.25: LTF-UL

	Descrizione	Remarks
LTF-UL 777	<p>1) Ogni controllo in cabina deve essere posizionato di modo che faciliti le operazioni e prevenga confusione e operazioni non idonee.</p> <p>2) I controlli devono essere localizzati e arrangiati di modo tale che il pilota appoggiato al sedile e con la cintura di sicurezza sia in grado di sostenere pieni e agevoli movimenti che gli consentano di raggiungere qualsiasi pannello di controllo senza interferenza con i propri vestiti (inclusi quelli invernali) o con la struttura della cabina.</p> <p>3) Velivoli equipaggiati con doppi controlli devono anche essere equipaggiati con i seguenti controlli secondari accessibili da ognuno dei sedili dei piloti: a) leva della potenza, b) flaps alari, c) trim d) sistemi per l'espulsione dalla cabina, e) sistemi di sicurezza, f) sistemi che azionano i controlli secondari, i quali devono poter mantenere la posizione selezionata senza richiedere una continua attenzione da parte dell'equipaggio di bordo. Inoltre non devono avere la tendenza ad alterare la loro posizione a causa di carichi o vibrazioni</p>	<p>La necessità di un doppio trim viene meno quando si dimostra che, ponendo il trim nella sua posizione più avanzata, le forze sull'equilibratore sono sufficientemente piccole e non c'è difficoltà di controllo. Il giudizio qualitativo dei piloti riguardo l'eronomia della cabina verrà utilizzato come parte integrante della campagna prove di volo ai fini della certificazione.</p>
LTF-UL 831	<p>1) Nel caso di un compartimento stretto è richiesta la ventilazione in tutte le condizioni di volo. 2) La concentrazione di monossido di carbonio non deve eccedere la concentrazione di 1 particella su 20000 particelle di aria.</p>	<p>Un rilevatore della quantità di monossido di carbonio deve essere usato durante tutti i flight test e regolarmente controllato per verificare la contaminazione della cabina.</p>

Tabella 3.26: LTF-UL

CARBURANTE							
	Descrizione	Remarks					
LTF-UL 959	La fornitura di combustibile inutilizzabile per ogni serbatoio deve essere stabilita come non inferiore al quantitativo al quale si riferisce il primo malfunzionamento nelle condizioni di manovra più sfavorevoli dei serbatoi. Questo valore non deve superare il 5% della capacità totale del serbatoio.	La prova viene fatta a terra, riproducendo le condizioni di volo ordinario più critiche, ed è indipendente per ogni serbatoio.					
Performance	Descrizione	Quota [ft]	Power	Velocità	Flap	Configurazione	Punti prova
RAFFREDDAMENTO							
LTF-UL 1041	L'impianto di raffreddamento deve essere in grado di mantenere una temperatura dell'impianto del motore e dei fluidi del motore entro la temperatura limite specificata dal costruttore del motore, o come sono state specificate dal costruttore del velivolo nelle normali condizioni di funzionamento.	500	75% MCP during stabilization, TOP for 1 minute and MCP for the rest of climb	V_g	retracted	MXFCR	1

Tabella 3.27: LTF-UL

IMPIANTO PROPULSIVO E ACCESSORI	
LTF-UL 1149	<p>Giri motore Velocità e passo devono essere limitati a valori che garantiscono la sicurezza e il funzionamento in condizioni di normale utilizzo. 1) Durante il decollo e salita, alla usuale velocità di salita, l'elica deve limitare la velocità di rotazione del motore a piena manetta ad un valore che non superi il massimo consentito. 2) Nel corso di una scivolata a V_{NE} con valvola a farfalla chiusa o il motore inoperativo, l'elica non deve permettere una velocità di rotazione superiore al 110% del massimo consentito velocità di rotazione del motore o l'elica, se quest'ultimo è inferiore.</p>
LTF-UL 1193	<p>Raffreddamento Il seguente riguarda i motori con un cofano: 1) Ogni cofano deve essere costruito e installato in modo che possa resistere a qualsiasi vibrazione, l'inerzia e carichi a cui l'aereo può essere sottoposto. 2) Devono essere possibile effettuare un drenaggio rapido e completo di ogni parte del cofano a terra e in volo. Lo scarico non deve causare un rischio di incendio. 3) Ogni parte del cofano sottoposta a temperature elevate a causa della sua vicinanza a ugelli di scarico deve essere ignifuga.</p>
EQUIPAGGIAMENTI	
LTF-UL 1301	<p>La funzione e l'installazione 1) Ogni elemento facente parte delle attrezzature deve: a) essere di un tipo e una progettazione adeguata alla sua funzione prevista; b) essere installato secondo le limitazioni indicate per le apparecchiature; c) funzionare correttamente se installato. (Il corretto funzionamento non dovrebbe essere alterato attraverso temperature sotto zero, pioggia o ad elevata umidità. Se un impianto di comunicazione è installato si dovrebbe dimostrare che il suo funzionamento non influenzi il sistema elettrico.) 2) Strumenti e altri attrezzi non devono costituire un pericolo per il funzionamento.</p>
Descrizione	
LTF-UL 1322	<p>Ogni strumento di volo e navigazione deve essere installato in modo che sia visibile da ogni pilota.</p>
Remarks	
<p>Il giudizio, dei piloti, della qualità dell'ergonomia della cabina fa parte della certificazione del velivolo.</p>	

Tabella 3.28: LTF-UL

Performance	Descrizione	Quota [ft]	Power	Velocità	Flap	Configurazione	Punti prova
CALIBRAZIONE ANEMOMETRO							
LTF-UL 1323	Indicatore velocità di volo 1) L'indicatore della velocità all'aria deve essere calibrato per indicare la vera velocità all'aria a livello del mare in atmosfera standard. il massimo errore statico del pitot che non deve superare i 6 Km/h o il 5% delle seguenti velocità (o il maggiore dei due): a) 1.2 Vs a V_{NE} con flap retracted b) 1.2 V_{S0} a V_{FE} con flap tutti estesi 2)La calibrazione va fatta in volo 3) l'indicatore di velocità deve essere corretto per velocità comprese tra V_{S0} e $1.05 V_{NE}$	1000	r.m.f.l. (Up to MCP)	1.2 x V_{S0} a V_{NE} (10 Km/h di incremento)	retracted	non rilevante	
		1000	r.m.f.l. (Up to MCP)	1.2 x V_{S0} a V_{FE} (10 Km/h di incremento)	Full down	non rilevante	

Tabella 3.29: LTF-UL

	Descrizione	Remarks
LTF-UL 1325	Pitot and static pressure system 1)Ogni strumento dotato di connessioni di pressione statica deve essere protetto dall' influenza della velocità di veleggiamento e dall' apertura e chiusura delle finestre, umidità o altri corpi estranei. Queste cose non devono influire in modo significativo la precisione degli strumenti	L'influenza della configurazione, includendo finestrini e prese di ventilazione deve essere investigata durante i test.
LTF-UL 1547	Magnetic direction indicator Una lettura di taratura con incrementi al massimo di 30° deve essere installato su o vicino l'indicatore magnetico di direzione, con una deviazione di non inferiore a 5°.	La calibrazione dell'indicatore va fatta a terra con il motore in moto e con i normali strumenti di volo accesi.

Tabella 3.30: LTF-UL

3.7 Analisi della matrice creata

Una volta creata questa matrice è stato più facile comprendere l'entità del lavoro di certificazione. In particolar modo grazie a questo riassunto della normativa LTF-UL, mirato ad analizzare le parti di interesse riguardanti le prove di volo e la creazione di un flight report, abbiamo potuto estrapolare una serie di informazioni molto utili alla gestione della campagna di prove di volo:

- intervalli di velocità;
- escursioni del baricentro;
- escursione delle superfici di ipersostentazione;
- intervalli di quote.

Una attenta analisi di questi informazioni ci ha permesso di valutare la strumentazione necessaria al corretto svolgimento delle prove, infatti in alcuni punti della LTF-UL sono specificate alcune misure quali: specifici angoli, fattori di carico, quote, velocità ed altri parametri molto dettagliati che devono essere sufficientemente rispettati, bisogna sempre considerare che soprattutto con l'utilizzo di strumenti analogici non è sempre possibile ottenere risultati con alto livello di precisione, per poter considerare la prova superata.

In questo modo abbiamo potuto comprendere la qualità e la varietà della strumentazione necessaria, il passo successivo è stato quello di verificare quella già disponibile, per quanto riguarda gli strumenti basici del velivolo, e quelli invece da integrare per poter aiutare il pilota sperimentatore a svolgere correttamente e in piena autonomia le prove. Inoltre è stato necessario anche verificare quali sensori era necessario acquistare, per registrare ad esempio sforzi di barra o deflessione dei comandi, e quali erano già disponibili nell'officina del costruttore.

Non bisogna dimenticare che, certamente i dati devono essere registrati per poter così produrre grafici che dimostrino che le caratteristiche del velivolo soddisfino i parametri imposti dalla normativa, ma molto spesso anche il giudizio del pilota è richiesto come termine di paragone e come giudizio di "passa o non passa", quindi sarà necessario pianificare in modo

corretto i test per non sovraccaricare il pilota.

Altre importanti informazioni che abbiamo potuto ricavare da questa tabella sono state quelle riguardanti la pianificazione della campagna di test, infatti abbiamo potuto verificare che molte prove vengono effettuate alla stessa quota, con la stessa configurazione di peso o di assetto, in questo modo possiamo cercare di pianificare le prove in modo tale da poter sfruttare al massimo il tempo in volo del velivolo, senza che questo debba tornare a terra tutte le volte che finisce un test, l'unico vincolo rimane quindi la capacità del pilota di mantenere la concentrazione adeguata a portare a termine correttamente le manovre specificate, il corretto funzionamento della strumentazione e le condizioni meteo.

3.7.1 Punti prova da analizzare

Per ogni sezione indicata dalla normativa è stato possibile stimare i punti prova minimi, cioè quelli derivati dall'incrocio delle diverse configurazioni, velocità, assetti, condizione dei comandi (liberi o bloccati), escursione del baricentro etc. per poter avere una prima stima del tempo e delle risorse da impiegare per poter svolgere la campagna di prove. Naturalmente va tenuto in considerazione che questa è solo una stima preliminare e minima, infatti per essere abbastanza cautelativi e conservativi, e per non avere brutte sorprese una volta iniziata la campagna di certificazione bisognerebbe considerare un 10% in più di prove, che consistono in quei voli dove la strumentazione non ha funzionato a dovere o dove i dati registrati non sono considerati idonei all'attività.

Anche per quanto riguarda la strumentazione bisogna prestare particolare attenzione, infatti poter avere in magazzino qualche ridondanza di sensori e strumenti potrebbe risultare molto vantaggioso nel malaugurato caso di rottura di quelli montati sul velivolo di prova. Avere a disposizione subito uno strumento di riserva non porterebbe problemi alla pianificata attività di prova, per quanto riguarda eventuali ritardi. Certamente non è necessario avere in magazzino una ridondanza dell'intera attrezzatura che compone la *Flight Test Instruments*, anzi basterebbe cautelarsi per quei sensori più fragili, o più utilizzati a lavori usuranti e quindi con una maggiore probabilità di rottura o malfunzionamento.

Nella seguente tabella 3.31 riportiamo il numero di punti prova per ogni sezione della normativa LTF-UL e il totale delle prove che andranno a comporre la nostra campagna di test.

Performance	Descrizione prova	Quantità punti prova
LTF-UL 49	STALLI IN POTENZA	12
LTF-UL 51	DECOLLO	6
LTF-UL 65	SALITE	10
CS-VLA 75	ATTERRAGGIO	6
CS-VLA 77	RIATTACCATA	2
LTF-UL 145	CONTROLLABILITA' LONGITUDINALE	12
LTF-UL 147	CONTROLLABILITA' LATERO-DIREZIONALE	4
LTF-UL 155	FORZE DI CONTROLLO EQUILIBRATORE	6
LTF-UL 161	TRIM	40
LTF-UL 173	STABILITA' STATICA LONGITUDINALE	44
LTF-UL 177	STABILITA' STATICA LATERO-DIREZIONALE	96
LTF-UL 181	STABILITA' DINAMICA	140
LTF-UL 203	STALLI IN VIRATA	16
LTF-UL 1041	RAFFREDDAMENTO	1
LTF-UL 1323	CALIBRAZIONE ANEMOMETRO	2

Tabella 3.31: Punti prova

Punti prova totali	Punti prova aumentati del 10%
397	437

Tabella 3.32: Punti prova totali

Come si può notare ci sono delle sezioni che richiedono numerosi punti prova, come ad esempio le sezioni riguardanti la stabilità statica e dinamica, altri, al contrario, si possono verificare con un'unica prova. Stimando una decina di punti prova per ogni ora di volo,

tempo ritenuto adeguato per non sovraccaricare troppo il pilota, servirebbe una quarantina di voli o poco più per completare tutta l'attività di test in volo.

3.8 Ridimensionamento campagna di prove

Dopo una prima analisi delle prove è stato necessario effettuare delle ricerche per tentare di ridurre il numero dei punti prova totali per abbassare i costi della campagna di test di volo.

Per questo motivo l'azienda ha fatto prima un'indagine riguardante altre società che avessero già utilizzato questa certificazione per meglio comprendere l'iter delle prove di volo, poi successivamente si è recata direttamente dall'ente certificativo tedesco per capire se le effettive richieste della normativa da noi analizzata erano del tutto necessarie o se si potevano omettere dei punti ritenuti ridondanti o di minor importanza.

Dopo la ricerca e il colloquio, è stato deciso, in accordo con l'ente tedesco, di ridurre il numero dei punti prova andando ad eliminare delle configurazioni che non vengono considerate di importanza prioritaria. Infatti si è deciso di concentrare il lavoro solo sulle configurazioni e gli assetti considerati più gravosi per le varie sezioni.

Per queste motivazioni si è deciso di andare a svolgere la campagna di prova con il velivolo sempre al MTOW, cioè pari a 472.5 kg, considerata la condizione più gravosa. Il vincolo che impone questa scelta è quello di dover attrezzare il velivolo con della zavorra tale da raggiungere il peso massimo e quello di fare prove non molto lunghe per non avere un elevato consumo di carburante che porterebbe il velivolo ad operare in condizioni diverse all'inizio e alla fine del volo. Per quanto riguarda l'ultimo punto non ci sono particolari problemi, infatti i consumi orari del velivoli sono bassi, ed inoltre si è deciso di non superare l'ora di volo per non sovraccaricare il lavoro del pilota.

Per quanto riguarda la posizione dei flap si è deciso di andare a verificare solo due condizioni, quelle estreme, cioè rispettivamente *retratti* e *completamente estesi*, per quanto riguarda le posizioni intermedie verranno dedotte dal comportamento presentato dai due estremi.

Anche per quanto riguarda la posizione del baricentro è stato deciso di prendere in consi-

derazione per lo svolgimento delle prove solo la configurazione ritenuta più critica per la sezione in esame. Di seguito riportiamo la matrice con le semplificazioni prima elencate.

Performance	Quota [ft]	Power	Velocità	Flap	Configurazione	Punti prova
STALLI IN POTENZA						
LTF-UL 49	2000	IDLE	1.4 V_{s0}	CR	MXFCR	4
	2000	IDLE	1.4 V_{s0}	LD	MXFLD	
	2000	MCP	1.4 V_{s0}	CR	MXFCR	
	2000	MCP	1.4 V_{s0}	LD	MXFLD	
DECOLLO						
LTF-UL51	500	TO	1.3 V_{s0}	TO	MXFTO	6
SALITE						
LTF-UL65	1000 to 3000	MCP to TOP	various	CR	MXFCR	10
	1000 to 3000	MCP to TOP	various	TO	MXFCR	
ATTERRAGGIO						
CS-VLA 75	500	IDLE	1.3 V_{s1}	retracted	MXFLD	6
	500	IDLE	1.3 V_{s1}	full down	MXFLD	
RIATTACCATA						
CS-VLA 77	500	full throttle	1.3 V_{s0}	LD (o vedi note)	MXFLD	
	500	full throttle	1.3 V_{s0}	LD (o vedi note)	MXALD	

Tabella 3.33: LTF-UL ridotta

Performance	Quota [ft]	Power	Velocità	Flap	Configurazione	Punti prova
CONTROLLABILITA' LONGITUDINALE						
LTF-UL 145	1000	full throttle	1.3 V_{s1}	retracted	MIXACR	8
	1000	full throttle	1.3 V_{s1}	full down	MIXALD	
	1000	IDLE	1.3 V_{s1}	retracted	MIXACR	
	1000	IDLE	1.3 V_{s1}	full down	MIXALD	
CONTROLLABILITA' LATERO-DIREZIONALE						
LTF-UL 147	1000	r.m.f.l. (up to MCP)	1.3 V_{s0} and V_{NE}	retracted	MIXACR	4
	1000	r.m.f.l. (up to MCP)	1.3 V_{s0} and V_{NE}	full down	MIXALD	
FORZE DI CONTROLLO EQUILIBRATORE						
LTF-UL 155	1000	maximum continuous	as required to allow load factor build up with available engine power	retracted	MIXACR	3

Tabella 3.34: LTF-UL ridotta

Performance	Quota [ft]	Power	Velocità	Flap	Configurazione	Punti prova
TRIM						
LTF-UL 161	1000	r.m.f.l. (up to MCP)	1.3V _{s0} / 1.5V _{s0} / 1.7V _{s0} / 2.0V _{s0}	retracted	MXFCR	7
	1000	IDLE	1.3V _{s0} / 1.5V _{s0} / V _{FE}	full down	MXFLD	
STABILITA' STATICA LONGITUDINALE						
LTF-UL 173	1000	r.m.f.l. (Up to MCP)	1.3V _{s0}	retracted	MXACR	16
	1000	r.m.f.l. (Up to MCP)	1.5V _{s0}	retracted	MXACR	
	1000	r.m.f.l. (Up to MCP)	V _y	retracted	MXACR	
	1000	r.m.f.l. (Up to MCP)	V _C	retracted	MXACR	
	1000	r.m.f.l. (Up to MCP)	V _H	retracted	MXACR	
	1000	IDLE	1.3V _{s0}	full down	MXALD	
	1000	IDLE	1.5V _{s0}	full down	MXALD	
	1000	IDLE	V _{FE}	full down	MXALD	

Tabella 3.35: LTF-UL ridotta

Performance	Quota [ft]	Power	Velocità	Flap	Configurazione	Punti prova
STABILITA' LATERO-DIREZIONALE						
LTF-UL 177	1000	r.m.f.l (Up to MCP)	1.3V s ₀	retracted	MIXACR	
	1000	r.m.f.l (Up to MCP)	1.5V s ₀	retracted	MIXACR	
	1000	r.m.f.l (Up to MCP)	V _g	retracted	MIXACR	
	1000	r.m.f.l (Up to MCP)	2V s ₀	retracted	MIXACR	
	1000	r.m.f.l (Up to MCP)	V _C	retracted	MIXACR	
	1000	r.m.f.l (Up to MCP)	V _H	retracted	MIXACR	
	1000	r.m.f.l (Up to MCP)	1.3V s ₀	full down	MIXALD	
	1000	r.m.f.l (Up to MCP)	1.5V s ₀	full down	MIXALD	
	1000	r.m.f.l (Up to MCP)	V _{FE}	full down	MIXALD	

Tabella 3.36: LTF-UL ridotta

Performance	Quota [ft]	Power	Velocità	Flap	Configurazione	Punti prova
STABILITA' DINAMICA						
LTF-UL 181	1000	r.m.f.l. (Up to MCP)	$1.3V_{s0}$	retracted	MXACR	70
	1000	r.m.f.l. (Up to MCP)	$1.5V_{s0}$	retracted	MXACR	
	1000	r.m.f.l. (Up to MCP)	V_y	retracted	MXACR	
	1000	r.m.f.l. (Up to MCP)	$2V_{s0}$	retracted	MXACR	
	1000	r.m.f.l. (Up to MCP)	V_C	retracted	MXACR	
	1000	r.m.f.l. (Up to MCP)	V_H	retracted	MXACR	
	1000	r.m.f.l. (Up to MCP)	V_{NE}	retracted	MXACR	

Tabella 3.37: LTF-UL ridotta

Performance	Quota [ft]	Power	Velocità	Flap	Configurazione	Punti prova
STALLI IN VIRATA						
LTF-UL 203	2000	IDLE	1.4 V_{s0}	retracted	MXFCR	8
	2000	IDLE	1.4 V_{s0}	Full down	MXFLD	
	2000	MCP	1.4 V_{s0}	retracted	MXFCR	
	2000	MCP	1.4 V_{s0}	Full down	MXFLD	
RAFFREDDAMENTO						
						1
LTF-UL 1041	500	75% during stabilization, TOP for 1 minute and MCP for the rest of flight	V_y	retracted	MXFCR	
CALIBRAZIONE ANEMOMETRO						
						2
LTF-UL 1323	1000	r.m.f.l. (Up to MCP)	1.2 xV_{s0} a V_{NE} (10 Km/h di increment- to)	retracted	non rilevante	
	1000	r.m.f.l. (Up to MCP)	1.2 xV_{s0} a V_{FE} (10 Km/h di increment- to)	Full down	non rilevante	

Tabella 3.38: LTF-UL ridotta

Di seguito riportiamo una tabella 3.39 riassuntiva dei punti prova ridotti.

Performance	Descrizione prova	Quantità punti prova completi	Quantità punti prova ridotti
LTF-UL 49	STALLI IN POTENZA	12	4
LTF-UL 51	DECOLLO	6	6
LTF-UL 65	SALITE	10	10
CS-VLA 75	ATTERRAGGIO	6	6
CS-VLA 77	RIATTACCATA	2	2
LTF-UL 145	CONTROLLABILITA' LONGITUDINALE	12	8
LTF-UL 147	CONTROLLABILITA' LATERO-DIREZIONALE	4	4
LTF-UL 155	FORZE DI CONTROLLO EQUILIBRATORE	6	3
LTF-UL 161	TRIM	40	7
LTF-UL 173	STABILITA' STATICA LONGITUDINALE	44	16
LTF-UL 177	STABILITA' STATICA LATERO-DIREZIONALE	96	36
LTF-UL 181	STABILITA' DINAMICA	140	70
LTF-UL 203	STALLI IN VIRATA	16	8
LTF-UL 1041	RAFFREDDAMENTO	1	1
LTF-UL 1323	CALIBRAZIONE ANEMOMETRO	2	2

Tabella 3.39: Punti prova ridotti

Punti prova totali	Punti prova ridotti	Punti prova ridotti aumentati del 10%
397	183	200

Tabella 3.40: Punti prova ridotti totali

Come si può notare i punti prova da analizzare dopo la riduzione risultano leggermente inferiori alla metà di quelli prima trovati, in questo modo considerando sempre di fare una

decina di punti prova a volo occorreranno una ventina di voli per poter completare tutta la campagna di prove.

Capitolo 4

Flight card

Dopo aver analizzato la normativa è stato necessario creare delle *flight card*. In questo modo il pilota, anche una volta in volo, ha sempre ben chiaro quale sia lo scopo del volo e quali siano le manovre da compiere e la modalità per poter svolgere la prova di volo in maniera corretta. In queste card vengono riportati i dati essenziali che caratterizzano la prova.

4.1 Decollo

Per quanto riguarda questa prova bisogna:

- effettuare un normale decollo accelerando fino alla V_r , rotazione e salita a $1.3 V_{s_0}$.

TAKE-OFF					
Record:	TO Weight	FUEL	QNH	OAT	Wind
Line-up					
ALTIMETER Setting Check				QFE	
FULL POWER Apply ==> Released BRAKE					
Rotation:	$1.3 V_{s_0}$	==>	NOSE UP		(2 sec.)
Positive Climb:					
			Time	V.climb	Pitch Ang.
At + 50 ft. (QFE):					

Tabella 4.1: Flight card decollo

4.2 Stalli in potenza

Per quanto riguarda questa prova bisogna:

- portare il velivolo alla velocità di TRIM;
- decelerare di 2 Km/h/sec fino allo stallo;
- iniziare a recuperare solo dopo che il velivolo abbia incominciato a picchiare o incominci a rollare o il controllo longitudinale sia a fondo corsa. Durante il recupero utilizzare la manetta per minimizzare la perdita di quota.

Controllare che:

- la forza del controllo longitudinale rimanga positiva (positiva a cabrare);
- indesiderati moti di rollio e imbardata vengano controllati con gli appositi comandi;
- verificare che non si superino i 20° di rollio durante il recupero.

CLIMB up to 2000 ft.					
Config :					
V trim		1.4 V_{S1}			
Flaps:					
Hp:					
OAT:					
PWR					

STALL					
Decel.	HDG	PWR	Time	W. Km/h	V. Km/h
2,0	90				
2,0	270				

Tabella 4.2: Flight card stalli in potenza

4.3 Salite

Le salite devono essere svolte a diverse velocità intorno alla V_y stimata.

SAWTOOTH CLIMBS 1000 ft					
Config:					
PWR					
V. climb	80 Km/h				
OAT:					
ALT	Time	V.TRIM	RPM	HDG	R/C
1000					
2000					
3000					

Tabella 4.3: Flight card salite

4.4 Controllabilità longitudinale

Per quanto riguarda questa prova bisogna:

- cabrare e portare il velivolo alla V_{S1} e poi picchiare dimostrando la prontezza a tornare alla velocità di TRIM;
- picchiare e portare il velivolo alla V_{DF} e poi cabrare per ridurre la velocità.

LONGITUDINAL CONTROL					
ALT.	V.TRIM	CONF.	L.G.	M.P.	RPM
1000	1.3 V_{S1}	CR		FULL	
Pull and reach stall.					
Dive to return to trim speed					
LONGITUDINAL CONTROL					
ALT.	V.TRIM	CONF.	L.G.	M.P.	RPM
1000	1.3 V_{S1}	CR		FULL	
Dive and reach V_{DF}					
Pull to reduce speed					

Tabella 4.4: Flight card controllabilità longitudinale

4.5 Controllabilità latero-direzionale

Per quanto riguarda questa prova bisogna:

- stabilizzare il velivolo con un angolo di virata di 30° a destra;
- virare a sinistra fino ad arrivare ad un angolo di 30° ;
- ripetere l'operazione invertendo il punto di partenza e di arrivo;
- la manovra deve essere fatta in non più di 5 sec.

DIRECTIONAL CONTROL					
ALT.	V.TRIM	CONF.	L.G.	M.P.	RPM
1000	$1.3 V_{S1}$	CR		AR	
Turn 30° bank sx					
Turn reverse 30° bank dx					
Turn 30° bank dx					
Turn reverse 30° bank sx					

Tabella 4.5: Flight card controllabilità latero-direzionale

4.6 Forza di controllo equilibratore

Per quanto riguarda questa prova bisogna:

- effettuare una serie di virate diminuendo il raggio di virata e aumentando il fattore di carico.

EQUILIBRATOR FORCE					
ALT(FT)	Km/h	CONF.	L.G.	M.P.	RPM
1000	100	CR			
TRIM SHOT		Record:	OAT	M.P.	RPM
Power:	MCP				kg
- Step by step			Nz = 2,0 g		
			Nz = 2,5 g		
			Nz = 3,0 g		
			Nz = 3,5 g		

Tabella 4.6: Flight card forza equilibratore

4.7 Trim

Per quanto riguarda questa prova bisogna:

- impostare la manetta e i controlli longitudinali e trimmare alla quota richiesta a varie velocità e configurazioni;
- verificare che il velivolo mantenga la quota e la direzione a comandi liberi per qualunque configurazione.

TRIM					
ALT.	V.TRIM	CONF.	L.G.	M.P.	RPM
1000					PLF
stabilized for 1 minute					
Record:	Km/h	OAT	Hp	RPM	M.P.
MIN	80				
	90				
	100				
	110				
	120				
	130				
MAX	140				

Tabella 4.7: Flight card trim

4.8 Stabilità statica longitudinale

Per quanto riguarda questa prova bisogna:

- dalla velocità di TRIM cabrare o picchiare modificando del 15% la velocità di partenza;
- analizzare le curve: forza sullo stick-velocità e posizione stick-velocità.

STATIC LONGITUDINAL STABILITY					
ALT.	V.TRIM	CONF.	FLAP	M.P.	RPM
1000		CR			PLF
Record:			OAT	M.P.	RPM
SPEED STABILITY			15%		
			V. TRIM		
			-15%		
			V. TRIM		

Tabella 4.8: Flight card stabilità statica longitudinale

4.9 Stabilità statica latero-direzionale

Per quanto riguarda questa prova bisogna:

- portare il velivolo in una condizione di volo rettilineo uniforme;
- applicare i comandi di rollio e imbardata in direzione opposta;
- verificare che l'incremento dell' angolo di sideslip comporti un incremento della deflessione degli alettoni per mantenere il velivolo in una condizione di angolo di sideslip stazionario.

STATIC DIRECTIONAL STABILITY				
ALT.[ft]	V.TRIM	CONF.	L.G.	M.P.
1000				
SSA[°]	Time	HDG	Roll	OAT
0				
5				
10				
0				
-5				
-10				

Tabella 4.9: Flight card stabilità statica latero-direzionale

4.10 Stabilità dinamica longitudinale

Per quanto riguarda questa prova bisogna:

- produrre una serie di oscillazioni longitudinali tramite una doppietta della barra a diverse frequenze;
- svolgere la prova con comandi liberi e comandi bloccati.

DYNAMIC LONGITUDINAL STABILITY				
ALT.[ft]	V. TRIM	CONF.	FLAP	M.P.
1000				
action		doublet stick		
time		1s		
action		free		
return to trim condition				
action		doublet stick		
time		2s		
action		free		
return to trim condition				
action		doublet stick		
time		1s		
action		fixed center position		
return to trim condition				
action		doublet stick		
time		2s		
action		fixed center position		
return to trim condition				

Tabella 4.10: Flight card stabilità dinamica longitudinale

4.11 Stabilità dinamica latero-direzionale

Per quanto riguarda questa prova bisogna:

- produrre una serie di oscillazioni latero-direzionali tramite una doppietta della barra e dei pedali a diverse frequenze;
 - svolgere la prova con comandi liberi e comandi bloccati.
-

DYNAMIC DIRECTIONAL STABILITY				
ALT.	V. TRIM	CONF.	L.G.	M.P.
1000				
action		doublet stick		
time		1s		
action		free		
return to trim condition				
action		doublet stick		
time		2s		
action		free		
return to trim condition				
action		doublet stick		
time		1s		
action		fixed center position		
return to trim condition				
action		doublet stick		
time		2s		
action		fixed center position		
return to trim condition				
action		doublet pedals		
time		1s		
action		free		
return to trim condition				
action		doublet pedals		
time		2s		
action		free		
return to trim condition				
action		doublet pedals		
time		1s		
action		fixed center position		
return to trim condition				
action		doublet pedals		
time		2s		
action		fixed center position		
return to trim condition				

Tabella 4.11: Flight card stabilità dinamica latero-direzionale

4.12 Stalli in virata

Per quanto riguarda questa prova bisogna:

- portare il velivolo alla velocità di TRIM con angolo di bank pari a 30° (SX e DX);
- decelerare di 2 kmh/sec fino allo stallo;
- iniziare a recuperare solo dopo che il velivolo abbia incominciato a picchiare o incominci a rollare o il controllo longitudinale sia a fondo corsa. Durante il recupero utilizzare la manetta per minimizzare la perdita di quota.

Controllare che:

- non si superino i 60° gradi di rollio;
- non ci sia una eccessiva perdita di quota;
- verificare la tendenza di entrare in vite.

CLIMB up to 2000 ft.					
Config :					
V. TRIM		1.4 V_{s1}			
Flaps:					
Hp:					
OAT:					
PWR					

TURNING STALL 30° SX					
Decel.	HDG	PWR	Time	W. Km/h	V. Km/h
2,0	90				
2,0	270				

TURNING STALL 30° DX					
Decel.	HDG	PWR	Time	W. Km/h	V. Km/h
2,0	90				
2,0	270				

Tabella 4.12: Flight card stalli in potenza

4.13 Raffreddamento

Per quanto riguarda questa prova bisogna:

- portare il velivolo in volo livellato e stabilizzarlo a 75% MCP;
- effettuare una salita di un minuto alla V_y con la manetta in posizione di take off e successivamente effettuare una salita di cinque minuti alla V_y con la manetta in MCP;
- il test va ridotto ad una giornata calda con temperatura del mare pari a 38°C.

COOLING TEST			
ALT(ft)	V.TRIM	CONF.	M.P.
500	V_y	MXFCR	75% MCP
Temperature stabilization			
CLIMB-1 minute			
Record:	V.TRIM	PWR	RPM
	V_y	TO	
CLIMB- 5 min			
Record:	V.TRIM	PWR	RPM
	V_y	MCP	

Tabella 4.13: Flight card raffreddamento

4.14 Riattaccata

Per quanto riguarda questa prova bisogna:

- effettuare un normale atterraggio con manetta in IDLE, velocità pari a $1.3 V_{s_0}$ normale flare;
- una volta toccato il terreno effettuare una riattaccata con manetta in posizione di T.O. e flap in LAND.

BALKED LANDING					
Record:	LND Weight	FUEL	QNH	OAT	Wind
Flaps					
Stabilize A/C on LONG FINAL					
Power:	IDLE				
Stabilize:	$\sim 1.3 V_{s_0}$				
			Time	V.desc.	Pitch Ang.
At 50 ft. (QFE) $\sim 1.3 V_{s_0}$:					
FLARE		(V. touch down = \sim V. stall)			
Record:	angle of climb	PWR	Flaps		
		TO	LD		
time (sec.)	Angle of attack	Altitude	RPM		
10					
20					
30					
40					
50					

Tabella 4.14: Flight card balked landing

4.15 Atterraggio

Per quanto riguarda questa prova bisogna:

- effettuare un normale atterraggio con manetta in IDLE, velocità pari a $1.3 V_{S1}$ normale flare e normale uso dei freni.

LANDING					
Record:	LND Weight	FUEL	QNH	OAT	Wind
Flaps					
Stabilize A/C on LONG FINAL					
Power:	IDLE				
Stabilize:	$\sim 1.3 V_{S1}$				
			Time	V.desc.	Pitch Ang.
At 50 ft. (QFE) $\sim 1.3 V_{S1}$:					
FLARE		(V. touch down = \sim V. stall)			

Tabella 4.15: Flight card atterraggio

Capitolo 5

Strumentazione

In questo capitolo verrà analizzato il processo che ha portato alla definizione della strumentazione necessaria a svolgere la campagna di prove di volo per il *TRIAL* di Nando Groppo. Prima di tutto si è andati a verificare la strumentazione di base, già installata sul velivolo, poi si è andato ad analizzare il magazzino dell'azienda e la strumentazione in dotazione al Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale del Politecnico di Milano, per concludere si è svolta un'attenta analisi di mercato per cercare di trovare le soluzioni migliori ai nostri problemi.

5.1 Analisi della strumentazione necessaria

Una volta analizzata la normativa tedesca LTF-UL è stato possibile comprendere quale fosse la strumentazione necessaria a svolgere correttamente tutte le prove richieste. Tramite un opportuno sistema di registrazione verranno immagazzinati tutti quei dati necessari all'analisi a posteriori delle prove, necessaria a garantire la certificazione del velivolo. Come prima analisi non sono stati posti specifici vincoli sull'accuratezza della strumentazione, al minimo deve rispettare quella imposta dalla normativa, e sulla quantità di sensori o quant'altro necessario.

5.1.1 Strumentazione basica del velivolo

Come prima accennato la prima verifica fatta è stata quella di verificare la strumentazione già installata sul velivolo di prova.



Figura 5.1: Strumentazione basica TRIAL



Figura 5.2: Indicatore livello carburante

Come si può notare dall'immagine 5.1 il velivolo in versione basica monta solo la strumentazione minima necessaria al volo VFR ed è composta dai seguenti componenti:

1. anemometro (IAS);
2. altimetro;
3. contagiri;
4. variometro;
5. sbandometro;
6. bussola;
7. indicatore livello carburante ;
8. strumenti motore;
 - indicatore temperatura dell'olio;
 - indicatore della pressione dell'olio;
 - indicatore della temperatura della testa dei pistoni;

5.1.2 Dati aria

Per quanto riguarda lo svolgimento di tutte le prove è necessario avere a disposizione i dati aria, importanti per conoscere le reali condizioni dell'aria alle quote e nei punti dove il velivolo andrà a svolgere i flight test. Per questo motivo la scelta è ricaduta su un mini air data boom disponibile presso l'azienda *DSPM industria* di Milano. Questo strumento è dotato di presa di pressione statica (P_s) e presa di pressione totale (P_t), grazie alla quale, facendo la differenza tra le due è possibile ricavare la pressione dinamica e quindi la velocità del velivolo. Inoltre è dotato anche di due *vain* con annessi dei potenziometri angolari per la misurazione dell'angolo di attacco (AoA) e dell'angolo di sideslip (AoS). Di seguito si allega la scheda tecnica dello strumento.

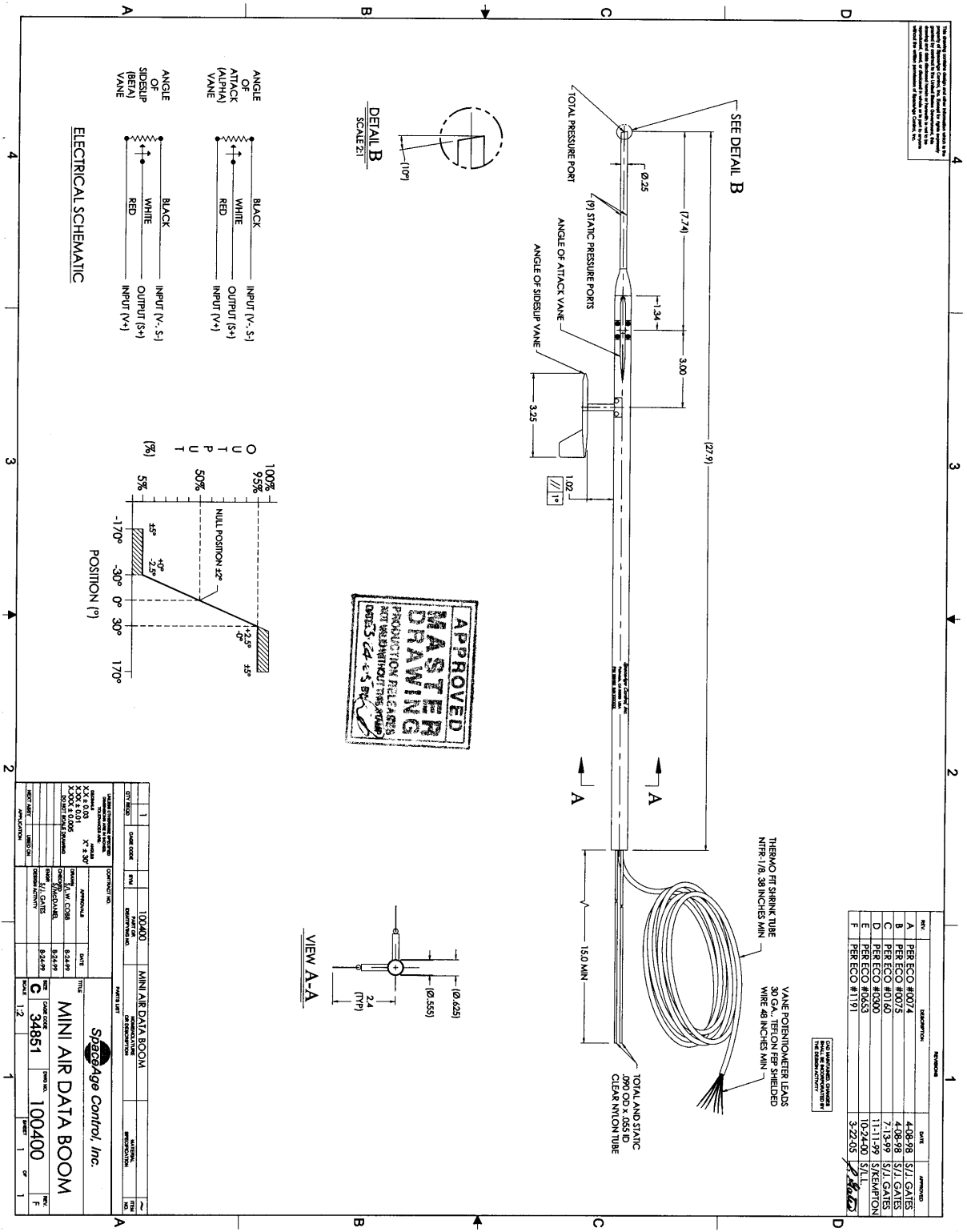


Figura 5.3: Mini Air Data Boom

5.1.3 G-metro

Questo tipo di strumento è necessario per poter svolgere in maniera corretta quelle prove che richiedono manovre con fattore di carico crescente o decrescente. Lo strumento di tipo analogico, disponibile presso l'azienda, verrà appositamente installato durante la campagna di prove che richiedono la conoscenza di questo dato.

5.1.4 Virosbandometro

Sarebbe necessario avere a disposizione un virosbandometro per aiutare il pilota a posizionare il velivolo in modo corretto al richiesto angolo di bank.

5.1.5 Trasduttori di forza

Trasduttori di forza pedali

Questo tipo di misura è richiesto nella normativa **LTF-UL 143** dove vengono specificati i valori massimi che devono essere raggiunti tramite un'applicazione istantanea e prolungata.

Controllo	Forza di attuazione istantanea [daN]	Forza di attuazione prolungata[daN]
Pitch	20	2
Roll	10	1.5
Yaw	40	10

Tabella 5.1: Limiti di forza applicabili

Per questo tipo di trasduttore è stato necessario, oltre a fare l'indagine di mercato per trovare il sensore più adatto alle nostre esigenze, eseguire anche un sopralluogo del velivolo per verificare la configurazione e le dimensioni della pedaliera. Susseguentemente a queste analisi la scelta è ricaduta su un trasduttore anch'esso disponibile presso la *DSPM industria* di Milano.

Nell'immagine seguente si può notare la configurazione della pedaliera per il controllo dell'equilibratore e di seguito viene riportata la scheda tecnica della cella di carico.



Figura 5.4: Configurazione pedaliera

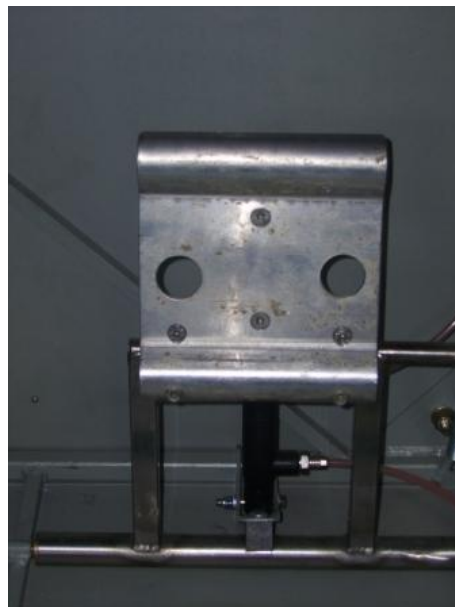


Figura 5.5: Singolo pedale

FUTEK MODEL LCF300 (L1665)

Drawing Number: FI1067-D

INCH [mm] R.O.= Rated Output

CONNECTOR CODE (CC4)			
+Excitation	-Excitation	+Signal	-Signal
1 Red	4 Black	2 Green	3 White

UNIVERSAL LOAD CELL

Ø1.98 [50.3]

Ø0.50 [12.7]

1/4-28 UNF-2B X 0.37 [9.4] DEEP (BOTH ENDS)

0.19 [4.8]

1.75 [44.5]

0.9 [22.2]

0.44 [11.1] FLAT (BOTH ENDS)

NON LOADING SURFACE DO NOT CONTACT

LEMO RECEPTACLE EGG.OB.304.CLL

LEMO MATING CONNECTOR FGG.OB.304.CLAD35 (NOT INCLUDED)

FUTEK LABEL

BENDIX VERSION (OPTIONAL)

2.0 [50.2]

0.94 [23.7]

BENDIX RECEPTACLE (PT02A-10-6P)

BENDIX MATING CONNECTOR (PT06A-10-6S-SR) NOT INCLUDED

0.9 [22.2]

CAPACITIES			
STK #	lb	N	MATERIAL
FSH00247	10	45	2024 ALUMINUM
FSH00250	25	111	
FSH00251	50	222	
FSH00256	100	445	17-4PH S.S.
FSH00257	250	1112	
FSH00258	500	2224	

RECEPTACLES & MATING CONNECTORS (NOT INCLUDED)

STK# GOD00040 - LEMO RECEPTACLE (EGG-OB-304-CLL)

STK# GOD00047 - LEMO MATING CONNECTOR (FGG-OB-304-CLAD)

STK#GOD00044 - BENDIX RECEPTACLE (PT02A-10-6P)

STK#GOD00046 - BENDIX MATING CONNECTOR (PT06A-10-6S-SR)

*** TENSION RESULTS ACHIEVE BETTER THAN 0.15% IN NONLINEARITY AND HYSTERESIS.**

SPECIFICATIONS:

RATED OUTPUT	1 mV/V nom. (10 - 50 lb), 2 mV/V nom. (100 - 500 lb)
SAFE OVERLOAD	150% of R.O.
ZERO BALANCE	±1% of R.O.
EXCITATION (VDC OR VAC)	20 MAX
BRIDGE RESISTANCE	700 Ω nom.
NONLINEARITY	±0.25% of R.O. *
HYSTERESIS	±0.25% of R.O. *
NONREPEATABILITY	±0.05% of R.O.
TEMP. SHIFT ZERO	±0.01% of R.O./°F [0.018% of R.O./°C]
TEMP. SHIFT SPAN	±0.01% of LOAD/°F [0.018% of LOAD/°C]
COMPENSATED TEMP.	60 to 180°F [15 to 72°C]
OPERATING TEMP.	-60 to 200°F [-60 to 93°C]
WEIGHT	5 oz [142 g] (2024 ALUMINUM), 10 oz [284 g] (17-4PH S.S.)

CONNECTOR: LEMO Receptacle (EGG.OB.304.CLL)

ACCESSORIES AND RELATED INSTRUMENTS AVAILABLE

CALIBRATION (STD) 5 pt TENSION; 100K Ω SHUNT CAL. VALUE (200KΩ for 10 - 50 lb)

CALIBRATION (AVAILABLE) COMPRESSION

CALIBRATION TEST EXCITATION 10 VDC

FUTEK
ADVANCED SENSOR TECHNOLOGY, INC.

DSPM Industrie
sensori & trasduttori

Tel +39 02 48 009 757 Fax +39 02 48 002 070 info@dspmindustria.it www.dspmindustria.it

Via Paolo Uccello 4 20148 Milano

Figura 5.6: Trasduttore di forza per la pedaliera

Trasduttore di forza della barra di controllo



Figura 5.7: Configurazione pedaliera

La stessa procedura adottata per il trasduttore di forza della pedaliera è stata applicata anche per la scelta del trasduttore della barra, anche qui infatti è stato necessario osservare le dimensioni e la posizione della barra per poter concentrare la ricerca su un sensore che fosse in grado di fornirci i dati necessari a verificare che la forza applicata dal pilota non eccedesse i limiti imposti dalla normativa e riportati nella tabella 5.1 e che l'applicazione dello stesso non disturbi il pilota e le normali operazioni che deve svolgere per portare a termine le manovre atte a soddisfare i requisiti di prova.

Non bisogna mai dimenticare che quando si installano degli strumenti, sensori o quant'altro in un velivolo bisogna sempre verificare che la sicurezza non venga mai inficiata dall'applicazione degli stessi.

La scelta finale è ricaduta su uno strumento utilizzato soprattutto nell'ambito automobilistico, e in particolar nel mondo dei rally. Si tratta di un pomello da applicare alla leva del cambio per poter così registrare la forza durante la cambiata, siccome questo sensore è utilizzabile lungo due assi è risultato perfetto per le nostre esigenze. Facendo anche una verifica dei diametri rispettivamente del pomello e della barra si è notato che con una leggera modifica della barra di comando il pomello poteva essere calzato perfettamente.

Inoltre essendo un oggetto relativamente piccolo non disturba in alcun modo le operazioni del pilota e non mette a repentaglio la sicurezza del volo.

Di seguito si riporta la scheda tecnica del trasduttore di forza.



Figura 5.8: Configurazione barra

FUTEK MODEL MAU300

Drawing Number: FI1035-A

INCH [mm] | R.O.= Rated Output

WIRING CODE (WC-1)

+Excitation	-Excitation	+Signal	-Signal
RED	BLACK	GREEN	WHITE
Shield			
FLOATING			

STICK SHIFT / GEAR SHIFT KNOB LOAD CELL

PREVIOUSLY MODEL L1070

SPECIFICATIONS:

RATED OUTPUT 2 mV/V nom.

SAFE OVERLOAD 150% of R.O.

ZERO BALANCE ±1% of R.O.

EXCITATION (VDC OR VAC) 20 MAX

BRIDGE RESISTANCE 350 Ω nom.

NONLINEARITY ±0.25% of R.O.

NONREPEATABILITY ±0.25% of R.O.

TEMP. SHIFT ZERO ±0.02% of R.O./°F [0.036% of LOAD/°C]

TEMP. SHIFT SPAN ±0.02% of LOAD/°F [0.036% of LOAD/°C]

COMPENSATED TEMP. 60 to 160°F [15 to 72°C]

OPERATING TEMP. -40 to 160°F [-40 to 72°C]

WEIGHT 9 oz [255 g]

MATERIAL Anodized Aluminum

CABLE: 2) 28 AWG, 4 Conductor Braided Shielded PVC Cable, 10 ft [3m] long

CALIBRATION (STANDARD) 5pt. TENSION, 60.4 KΩ SHUNT CAL. VALUE

CALIBRATION (AVAILABLE) 5pt. COMPRESSION

STOCK #	CAPACITY lb	N
FSH00941	10	45
FSH00942	25	111
FSH00943	50	222
FSH00944	100	445
FSH01985	200	890

STICK SHIFT APPLICATION

GEAR SHIFT ADAPTER ACCESSORIES

MATERIAL: CLEAR ANODIZED ALUMINUM

0.6 [15.8] FLAT

'A' X 0.75 DEEP

Ø0.75 [19.0]

STOCK #	'A'
MCP01427	5/16-18
MCP01428	3/8-16
MCP01429	3/8-24
MCP01430	1/2-20
MCP01431	M8x1.25
MCP01432	M10x1.25
MCP01473	M12x1.25

FUTEK

ADVANCED SENSOR TECHNOLOGY, INC.

DSPM Industria

sensori & trasduttori

Via Paolo Uccello 4 20148 Milano

Tel +39 02 48 009 757 Fax +39 02 48 002 070 info@dspmindustria.it www.dspmindustria.it

Figura 5.9: Trasduttore di forza per la barra

5.1.6 Trasduttori di posizione

Posizione dei comandi

Per quanto riguarda la posizione dei comandi, siccome il cinematismo è composto da cavi e tubi, si è pensato di utilizzare dei potenziometri lineari a filo opportunamente posizionati per rispettare il più possibile il regime lineare del comando. Anche in questo caso è stato necessario un opportuno sopralluogo del velivolo per cercare di trovare i vani migliori dove poter posizionare la strumentazione senza disturbare il pilota.

I parametri di nostro interesse sono:

- posizione della barra per il moto di beccheggio;
- posizione della barra per il moto di rollio;
- posizione dei pedali per il moto d'imbardata.

Per questo motivo sono necessari rispettivamente un sensore per il beccheggio, un sensore per il rollio e due sensori per l'imbardata (uno per pedale), data la delicatezza dei questi trasduttori è consigliato averne sempre uno di scorta perchè i lunghi tempi di consegna potrebbero tener bloccato il velivolo a terra per alcune settimane con un più grosso spreco di risorse e di tempo da parte di tutto il team. Anche in questo caso la nostra scelta è ricaduta su trasduttori disponibili presso la già citata *DSPM industria* di Milano, ed in particolar modo sui sensori riportati nella seguente immagine.



Figura 5.10: Potenzimetro a filo

Posizione dei flap

Anche per quanto riguarda la posizione dei flap si è pensato all'utilizzo di un potenziometro lineare dello stesso tipo di quelli precedentemente visionati. Questa misura risulta molto importante se si vogliono andare a posizionare i flap in posizioni intermedie tra quella di tutti estesi e tutti retratti, non avendo in cabina una opportuna indicazione dell'estensione del sistema di ipersostentazione.

5.1.7 Giri motore

Per quanto riguarda il monitoraggio dei giri motore ci si è avvalsi della configurazione del velivolo di base, infatti è già presente un pick up che con due opportuni riferimenti sfasati di 180° fornisce la misura dei giri motore in cabina nella zona riguardante i giri motore. In questo caso non bisogna far altro che raddoppiare questo sensore per poter registrare l'andamento del numero di giri del motore montato sul velivolo.



Figura 5.11: Pick up contagiri

5.1.8 AHRS e GPS

Durante le prove di volo è necessario anche monitorare gli assetti del velivolo e le accelerazioni a cui è sottoposto lungo i tre assi, per questo tipo di misura ci siamo avvalsi di una piattaforma inerziale già in possesso dal Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale del Politecnico di Milano che soddisfaceva in modo esaustivo le nostre esigenze .



Figura 5.12: AHRS

Inoltre verrà utilizzato durante le prove anche un dispositivo GPS in grado di fornire la velocità (ground speed) e la posizione del velivolo. Questo strumento è di particolare interesse ed utilità per ricostruire a posteriore l'evoluzione della prova e stampando la traiettoria registrata dallo strumento sarà possibile verificare che tutte le manovre siano state svolte secondo la sequenza imposta nelle flight card. Il GPS utilizzato per la sperimentazione è di tipo a cosciale e già disponibile presso il costruttore del velivolo, la Ing. Nando Groppo s.r.l..

5.1.9 Registrazione dei parametri

Tutti i sensori sopra elencati dovranno essere collegati a degli opportuni nodi che a loro volta dovranno collegarsi ad una unità in grado di registrare e salvare tutte le informazione acquisite dai sensori durante le prove di volo. Per questo problema si è deciso di utilizzare un *CANcorder* dotato di scheda di memoria in grado di registrare i dati relativi ad un volo. Questo dispositivo è dotato di un led luminoso che si accende e rimane tale dall'inizio e per tutta la durata della registrazione in modo che il pilota sia sicuro del funzionamento dell'apparato di registrazione.

Non essendo sicuri dell'effettiva posizione del *CANcorder* durante le fasi di volo si è resa necessaria la risoluzione del problema di poter far arrivare al pilota in modo “comodo e

diretto ” le informazioni sull’avvenuta o meno registrazione. A questo proposito è stato pensato di posizionare uno schermo a cristalli liquidi sul cockpit che trasmettesse in tempo reale le informazioni inerenti alla registrazione. Inoltre si è pensato anche di andare ad analizzare il flusso di dati transitante per poter così comprendere se oltre al corretto funzionamento dell’impianto di registrazione anche tutti i sensori funzionassero efficacemente. In questo modo il pilota avrebbe la piena consapevolezza dell’andamento della prova e le capacità di abortire in caso di avaria del sistema.

Un ulteriore passo avanti per questo sistema sarebbe quello di poter verificare l’effettivo funzionamento dei singoli sensori, in questo modo si avrebbe la possibilità di stampare a video immediatamente l’informazione di failure dello specifico strumento. Questa informazione potrebbe essere molto utile, perchè avendo la possibilità di valutare l’avaria, il pilota sarebbe in grado di decidere se interrompere o meno la prova a seconda dell’importanza della deficienza del relativo strumento.

Oltre alle informazioni relative alla registrazione dei dati sullo schermo potrebbero essere inviati dei parametri, quali per esempio l’angolo di sideslip indicato dal vain del pitot boom, necessari a svolgere delle prove che altrimenti potrebbero essere soggette a delle imprecisioni per mancanza di parametri con un buon livello di precisione.

Per facilitare la lettura del file contenente l’esito dei flight test si è deciso di dotare il pilota di un interruttore che dovrà attivare ogni qual volta inizi una manovra inerente ad una prova di volo, in questo modo verrà rilasciata una traccia digitale che aiuterà la lettura e l’elaborazione dei risultati da parte degli ingegneri che analizzeranno le prove.



Figura 5.13: CANcorder

5.2 Riduzione della strumentazione

Dopo aver effettuato la scelta degli strumenti necessari allo svolgimento delle prove di volo si è potuto procedere con la richiesta di un preventivo dell'attrezzatura presso l'azienda di riferimento, la *DSPM industria* di Milano.

Una volta ricevuta la risposta, il preventivo è stato consegnato alla Ing. Nando Groppo s.r.l. che dopo un'attenta valutazione ci ha comunicato che anche in questo caso le risorse utilizzabili per la certificazione non coprivano la nostra richiesta. Per queste ragioni è stato necessario ridurre il numero di sensori da acquistare, cercando, quando possibile, di sfruttare quelli già in possesso dall'azienda o dal Politecnico. Per queste motivazioni sono stati scartati il mini pitot boom necessario a ricavare i dati aria, i trasduttori di forza della pedaliera, in questo caso si è pensato che i parametri di forza più importanti da analizzare fossero quelli riguardanti la barra. Per quanto riguarda i potenziometri a filo si è deciso di acquistarne solamente un paio da utilizzare per il monitoraggio delle posizioni della barra, per quelle della pedaliera si è ripiegato su dei potenziometri a stelo utilizzati dal Politecnico già per altre attività di prove di volo.



Figura 5.14: Potenziometri a stelo

Siccome questo tipo di strumento è composto da un pistone che scorre all'interno di un cilindro vi è la possibilità che se il carico non è ben allineato con l'asse dello strumento lo stelo potrebbe piegarsi all'interno del cilindro incastrandosi e bloccando il comando a cui è collegato. Per questo motivo è necessario durante l'installazione del sensore provvedere a costruire un sistema di sicurezza che permetta di sganciare in qualsiasi momento lo strumento

in modo tale da librare il comando da un possibile blocco.

Date le ridotte dimensioni del cockpit si è deciso di installare il Dynon EFIS D6, dispositivo che integra una serie di utili strumenti (orizzonte artificiale, girodirezionale, variometro, virosbandometro, altimetro e anemometro) in modo tale da fornire al pilota tutti i dati necessari a svolgere correttamente le prove.



Figura 5.15: Dynon EFIS D6

Infine per quanto riguarda l'installazione di uno schermo LCD per il monitoraggio dell'avvenuta registrazione dei parametri di volo è stata momentaneamente rimandata ed in attesa di ulteriori analisi sulla possibilità di ricevere i finanziamenti necessari a svolgere quest'attività.

5.3 Prove al banco

Per quanto riguarda il trasduttore di forza della barra è stato necessario integrare al sensore due amplificatori programmabili uno per ogni canale disponibile. In questo modo, programmando opportunamente l'amplificatore, sarà possibile acquisire direttamente la misura della forza applicata per poterla confrontare con i limiti imposti dalla normativa.

Come prima operazione è stato necessario, seguendo le indicazioni del manuale degli amplificatori, inserire la calibrazione del sensore di forza fornita direttamente dalla ditta costruttrice del sensore. Di seguito riportiamo la retta di calibrazione per ogni canale.

(a) Asse X		(b) Asse Y	
ASSE X		ASSE Y	
[lb]	[mV/V]	[lb]	[mV/V]
0	0.0000	0	0.0000
20	0.4011	20	0.3936
40	0.8023	40	0.7879
60	1.2033	60	1.1819
80	1.6043	80	1.5757
100	2.0054	100	1.9688
0	0.0005	0	-0.0002

Tabella 5.2: Calibrazione trasduttore di forza della barra

Il manuale richiedeva l'inserimento dei valori di calibrazione nell'intorno del 20-25 % e del 75-80 % del fondoscala.

Essendo interessati alla misura della forza in Newton, il carico espresso in libbre è stato opportunamente trasformato nell'unità di misura di interesse.

(a) Asse X			(b) Asse Y		
ASSE X			ASSE Y		
[lb]	[N]	[mV/V]	[lb]	[N]	[mV/V]
20	88.96	0.4011	20	88.96	0.3936
80	355.97	1.6043	80	355.97	1.5757

Tabella 5.3: Parametri di calibrazione amplificatori

Dopodichè è stato necessario inserire il fondoscala dello strumento, anche'esso in Newton, e corrispondente rispettivamente a:

[lb]	[N]
100	444.82
-100	-444.82

Tabella 5.4: Fondoscala trasduttore di forza

A questo punto la calibrazione è terminata. Il programma permette inoltre di scegliere una serie di parametri quali il tempo di campionamento, la definizione di opportuni *station number* quando si abbiano più canali da acquisire come nella nostra situazione, dei flag che permettono di evidenziare dei punti critici che si vogliono andare a monitorare ed altri ancora.

Per essere certi della bontà della calibrazione degli amplificatori è stato necessario svolgere un serie di prove di carico e scarico per verificare l'accuratezza dei risultati. Tramite un dinamometro sono state pesate una serie di masse che sono state utilizzate per caricare il trasduttore di forza.



Figura 5.16: Verifica masse di prova

Una volta verificata l'effettiva massa dei provini a nostra disposizione si è proceduti con l'esecuzione della prova.

5.3.1 Verifica asse X

CALIBRAZIONE ASSE X					
Massa [kg]	Forza [N]	Lettura X [N]	Lettura X utilizzata [N]	Delta X [N]	Errore %
0	0	-1.976	1.976	0	-
4.8	47.088	-49.32	49.32	47.344	0.543663
9.8	96.138	-97.3	97.3	95.324	-0.8467
14.6	143.226	-145.29	145.29	143.314	0.061441
19.8	194.238	-193.81	193.81	191.834	-1.23766
29.6	290.376	-290.7	290.7	288.724	-0.56892
39.6	388.476	-387.11	387.11	385.134	-0.86028
29.6	290.376	-290.67	290.67	288.8	-0.54274
19.8	194.238	-193.9	193.9	192.03	-1.13675
14.6	143.226	-145.54	145.54	143.67	0.31
9.8	96.138	-97.39	97.39	95.52	-0.64283
4.8	47.088	-49.41	49.41	47.54	0.959905
0	0	-1.87	1.87	0	-

Tabella 5.5: Calibrazione asse X

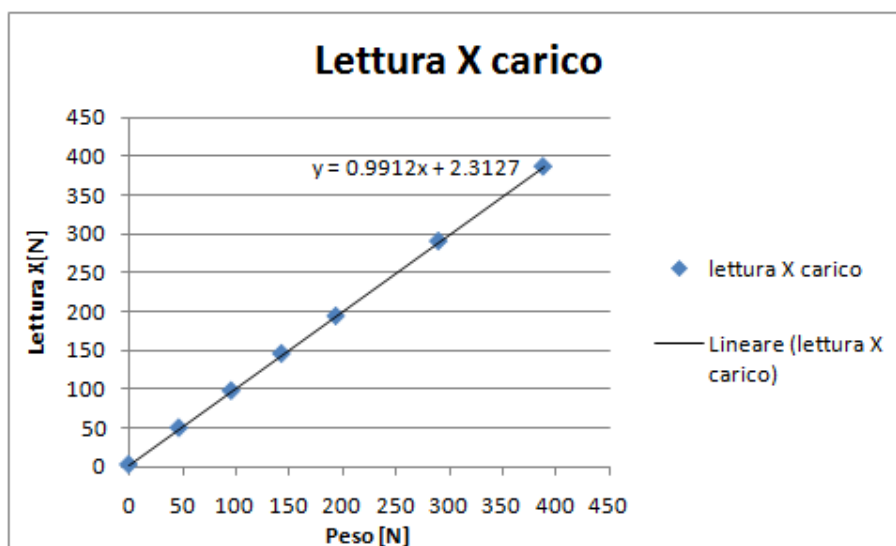


Figura 5.17: Calibrazione asse X carico

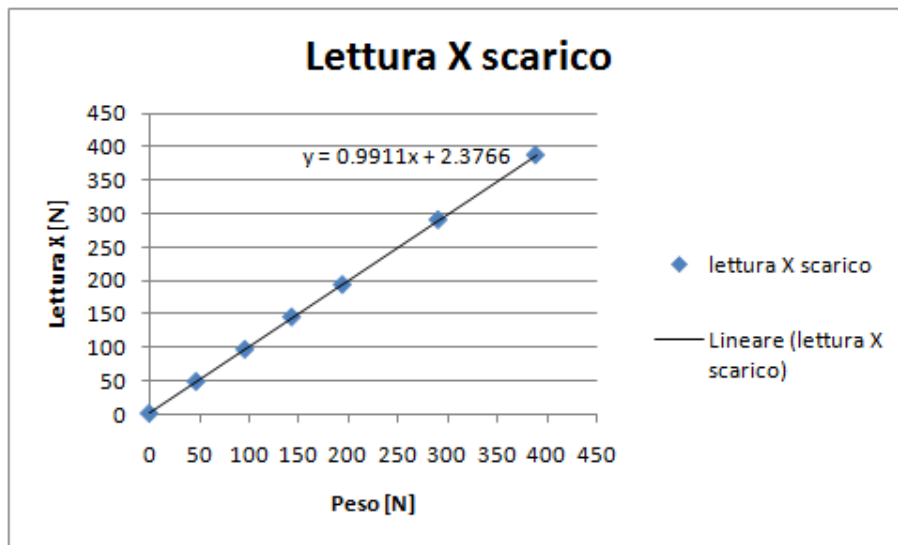


Figura 5.18: Calibrazione asse X scarico



Figura 5.19: Prova di carico asse X

Come si può notare dai grafici e dall'equazione delle rette, la pendenza in entrambi i casi è circa pari all'unità. Non è presente un'importante isteresi e per questi motivi ci si può quindi ritenere soddisfatti dei risultati ottenuti. Di seguito si riporta l'andamento dell'errore percentuale nella fase di carico e scarico del trasduttore di forza, come si può notare il comportamento è pressochè simmetrico.

$$Errore\% = \frac{X_{misura} - X_{nominale}}{X_{nominale}} \cdot 100 \quad (5.1)$$

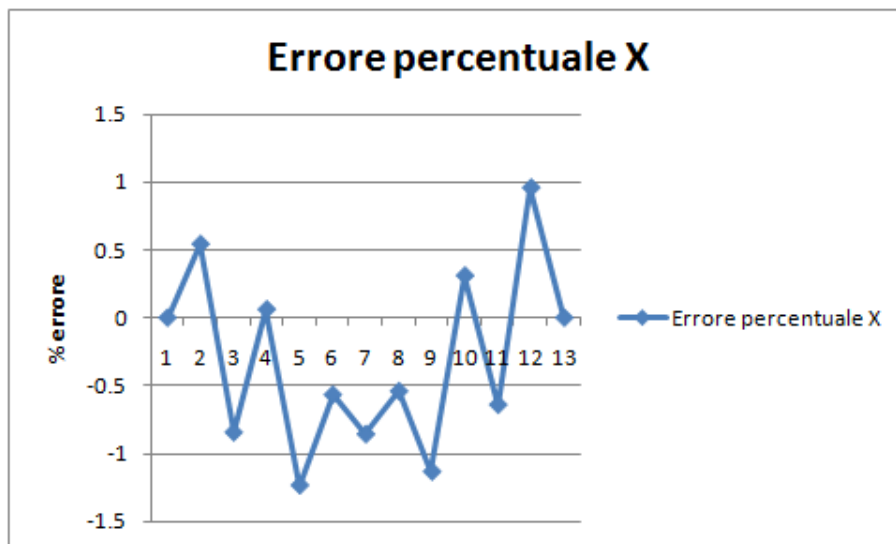


Figura 5.20: Errore percentuale asse X

5.3.2 Verifica asse Y

CALIBRAZIONE ASSE Y				
Massa [kg]	Forza [N]	Lettura Y [N]	Delta Y [N]	Errore %
0	0	1.11	0	-
4.8	47.088	48.81	47.7	1.299694
9.8	96.138	97.02	95.91	-0.23716
14.6	143.226	145.18	144.07	0.589278
19.8	194.238	193.86	192.75	-0.76607
29.6	290.376	291.25	290.14	-0.08127
39.6	388.476	388.39	387.28	-0.30787
29.6	290.376	291.28	290.4	0.008265
19.8	194.238	193.92	193.04	-0.61677
14.6	143.226	145.16	144.28	0.7359
9.8	96.138	96.93	96.05	-0.09154
4.8	47.088	48.73	47.85	1.618247
0	0	0.88	0	-

Tabella 5.6: Calibrazione asse Y

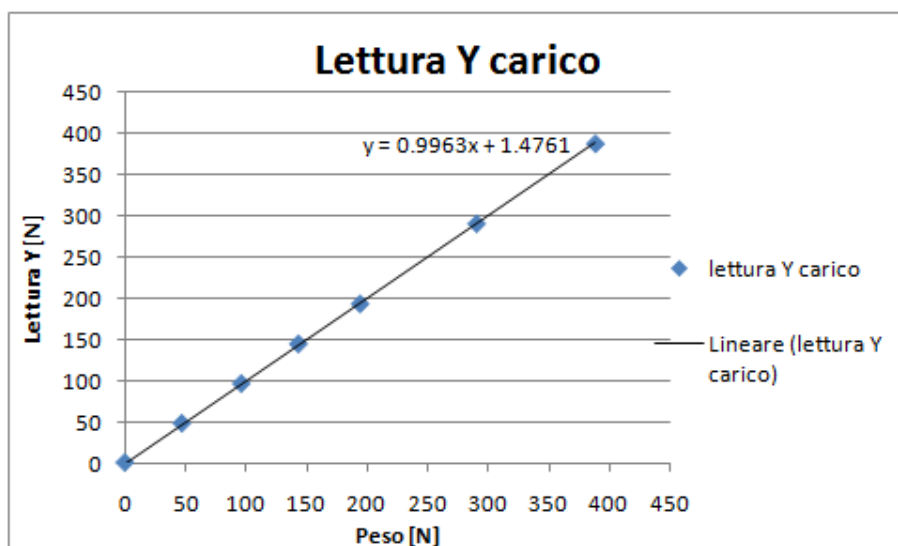


Figura 5.21: Calibrazione asse Y carico

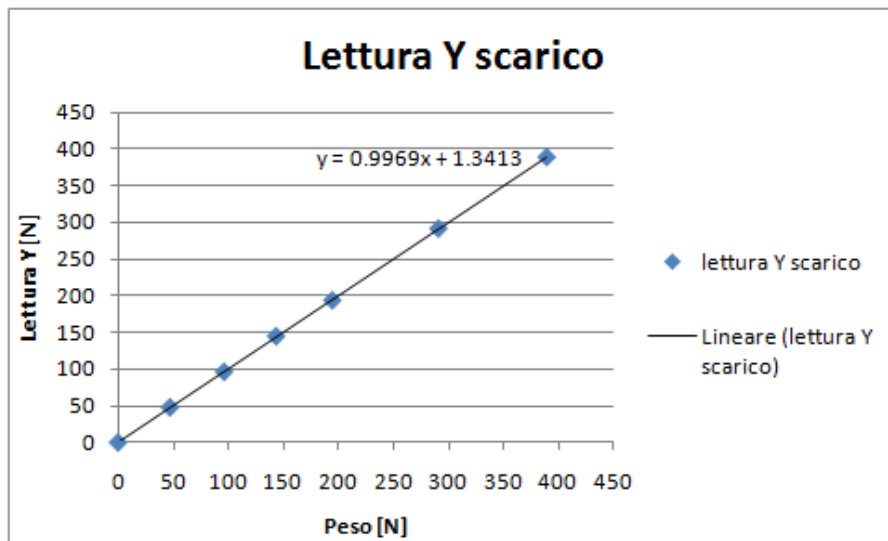


Figura 5.22: Calibrazione asse Y scarico



Figura 5.23: Prova di carico asse Y

Anche in questo caso si è proceduti al calcolo dell'errore percentuale.

$$Errore\% = \frac{Y_{misura} - Y_{nominale}}{Y_{nominale}} \cdot 100 \quad (5.2)$$

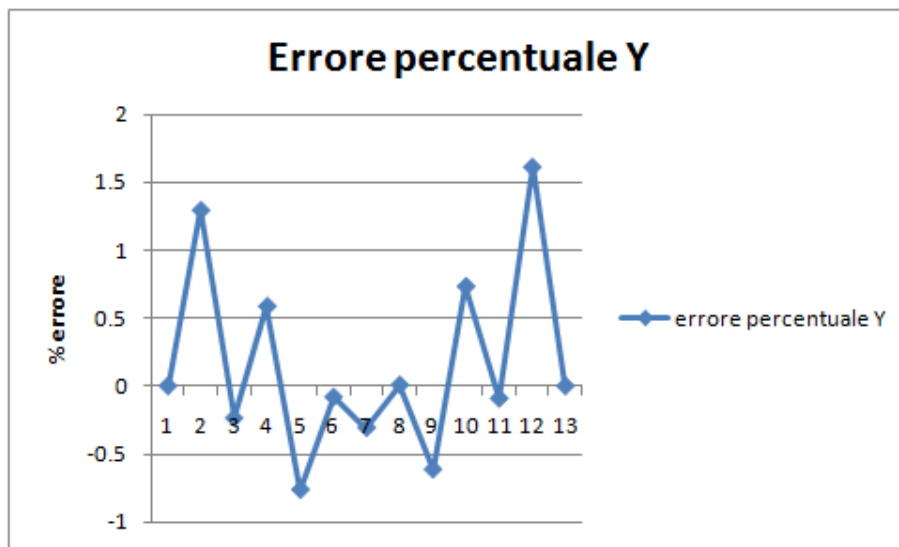


Figura 5.24: Errore percentuale asse Y

Capitolo 6

Conclusioni

Con la conclusione di questa tesi il processo riguardante le prove di volo necessarie alla certificazione del velivolo TRIAL della Ing. Nando Groppo s.r.l., sulla base della normativa tedesca LTF-UL, termina la sua importante fase di pianificazione.

Il lavoro appena illustrato ha lo scopo di dare le basi allo svolgimento delle prove di volo, fornendo una serie di indicazioni al team che si occuperà di questa fase riguardante la certificazione del velivolo.

Dalla prima parte del lavoro si evince l'importanza delle prove di volo nel processo certificativo, e come queste prove debbano essere pianificate in modo da ottimizzare i tempi ed i costi tenendo sempre presente l'obiettivo che ci si è prefissi per non eccedere in prove superflue e dati ridondanti. Una particolare attenzione va rivolta al problema sicurezza, infatti questo è l'unico aspetto che non deve essere influenzato dalle risorse impiegate nelle prove, ma deve essere possibile svolgerli sempre in completa sicurezza, sia del pilota che dell'ambiente in cui la campagna di prove viene effettuata.

L'intricato mondo burocratico delle normative non ha consentito il raggiungimento di una vera e propria risposta per quanto riguarda l'elaborazione di una normativa comune che inglobi almeno il mondo europeo.

Per ora la cosa certa è che per i velivoli definiti ultraleggeri, cioè con massimo peso al decollo nella configurazione biposto e paracadute balistico pari a 472.5 kg, ogni nazione è tenuta, se lo ritiene necessario, ad emanare delle particolari normative pensate ad hoc.

Necessario è stato produrre delle flight card per ogni prova, in modo da dare al pilota

sempre le giuste e facili indicazioni per portare a termine in modo soddisfacente le prove di volo. Questa metodologia operativa rende possibile una corretta pianificazione dei voli, andando ad unire quelle prove che hanno caratteristiche comuni, come ad esempio la quota, il peso e la configurazione.

Anche la scelta della strumentazione è stata pianificata sulla base di ricerche che hanno tenuto conto di svariati fattori quali: la disponibilità dei sensori, la loro effettiva utilità, i costi, l'installazione sul velivolo e la sicurezza. Anche se non è stato possibile disporre di tutta la strumentazione richiesta si è cercato, tramite quella disponibile e quella acquistata, di monitorare tutti i parametri necessari al corretto svolgimento delle prove.

Bibliografia

- [1] P. Chimetto, *Dispense del corso di sperimentazione in volo*, Politecnico di Milano, AA 2008-2009
 - [2] *Volare*, EditorialeDomus, Giugno 2009 Anno XXVII N°306
 - [3] *Volare*, EditorialeDomus, Luglio 2009 Anno XXVII N°307
 - [4] Donald T. Ward, Thomas W. Strganac *Introduction to Flight Test Engineering*, 1998
 - [5] <http://www.dspmindustria.it/tool/home.php>
 - [6] <http://www.dynonavionics.com>
 - [7] http://easa.europa.eu/ws_prod/g/g_procurement_main.php
 - [8] http://www.emf.nanco.no/english/Letter_Dominique_Mereuze_EMF_22FEB10.pdf
 - [9] <http://www.futek.com/>
 - [10] http://www.grosso.it/ita_fleet_trial.html
 - [11] <http://www.mantracourt.co.uk/>
-