

ITI Arturo Malignani Udine



A.S. 2007/2008

CANADAIR CL 415



Il Canadair CL 415 rientra nella categoria di aereo anfibo multiruolo, ovvero capace di svolgere missioni di salvataggio e prevenzione del territorio di vario genere; infatti può essere equipaggiato con notevoli apparecchiature di bordo per poter svolgere al meglio i compiti che ad esso vengono assegnati.

Inizialmente bisogna definire il significato di aereo anfibo. Questo particolare tipo di velivolo nasce grazie alla progettazione degli idrovolanti da parte del pioniere dell'aeronautica statunitense Glenn Curtiss, membro della Aerial Experiment Association e fondatore dell'omonima ditta. Dopo un prototipo che nel 1908 non riuscì a prendere il volo, nel 1911 ritentò con un altro velivolo, caratterizzato da un galleggiante centrale sotto le ali e uno più piccolo in coda. Il primo volo fu compiuto il 26 gennaio e Curtiss continuò nello sviluppo, arrivando nel febbraio dello stesso anno al **Triad**, il primo aereo anfibo. Da qui il forte sviluppo, anche se sempre limitato, a causa dei lunghi tempi di decollo e atterraggio. Questo forte difetto ne limitò la produzione durante le guerre, in quanto fu sviluppata maggiormente quella dei bombardieri e degli aerosiluranti in configurazione idrovolante. Negli anni il prodotto rimase sempre di nicchia e fu riscoperto grazie all'utilizzo dell'anfibo in ambiti di soccorso poiché in grado di decollare ed atterrare sia su piste in terra sia su acqua. Negli ultimi anni, a causa dei continui incendi boschivi, è stato necessario rimpiazzare, come avvenne tra il Canadair CL 215 e il CL 415, oppure creare nuovi anfibi, capaci di notevole portata di liquido estinguente e supporto mezzi a terra. Proprio per questo fatto vengono creati velivoli con alto grado di versatilità e facilità di utilizzo, nonché grandi standard di sicurezza.

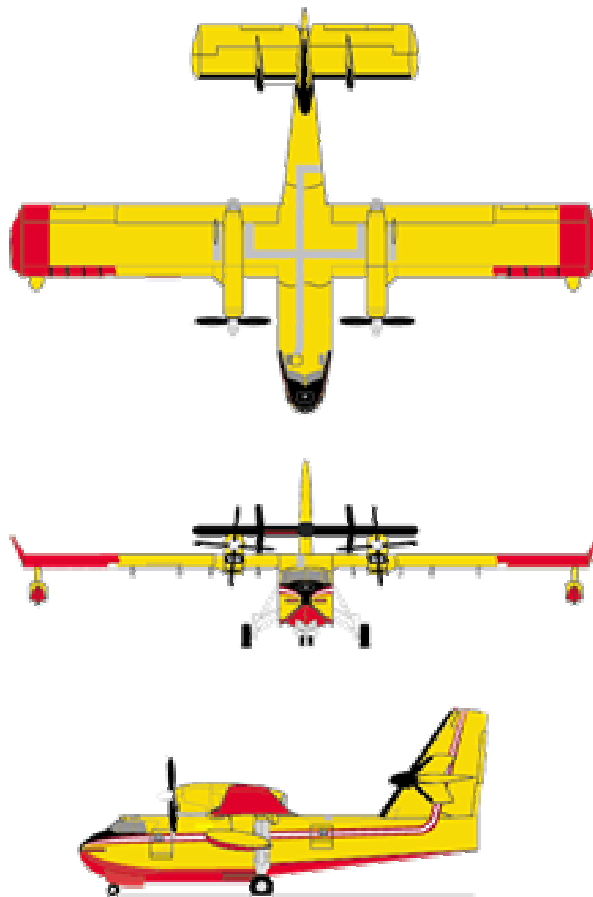
Il Bombardier 415 multi-ruolo è un derivato del Bombardier 215. Con la sua capacità anfibia, è ideale per l'utilizzo in quelle zone del mondo dove ci sono molti luoghi costieri e isole in cui compiere ricerche di salvataggio.

Esso è dotato di notevoli sensori di missione, come un radar di sorveglianza, FLIR (forward-looking infrared, cioè "sensore a infrarosso orientato in avanti"), SLAR (side looking airborne, radar aerotrasportato a scansione laterale), che gli permettono di operare in condizioni di scarsa visibilità, anche di notte, e di una sofisticata attrezzatura di comunicazione.

Il primo volo è stato compiuto nel dicembre 1993 e la prima consegna operativa è avvenuta nel novembre 1994. La principale differenza con il suo "fratello minore" consiste, oltre che nelle dimensioni e nel rinnovamento degli equipaggiamenti di bordo, nei quali gli strumenti analogici sono stati sostituiti con strumenti digitali (Glass Cockpit), soprattutto nei motori.

Il CI 215 monta 2 motori radiali Pratt & Whitney R-2800 da 18 cilindri con una potenza di 2 X 1565 kW, capaci di spingerlo fino alla velocità di 290 Km/h (187 Kt), mentre il nuovo CI 415 ha installati 2 motori turboelica Pratt & Whitney Canada PW123AF con elica quadripala a passo fisso Hamilton Standard 14SF-19, diametro 3,97 m, capaci di una potenza di 2 X 1775 kW. Con un incremento del 15% di potenza rispetto al suo predecessore, il velivolo è sempre in grado di risucchiare dall'acqua il suo carico in appena 12 secondi, ma ha una maggiore velocità di crociera ed un maggior controllo. Essendo anfibo, può operare da piste terrestri o dalla superficie acquosa; questo lo rende particolarmente idoneo nel ruolo SAR, tanto più che i moderni elicotteri SAR, come l'HH-60J o anche l'SH-3, non sono in grado di ammarare per il recupero, ma si affidano esclusivamente al verricello.

Aircraft specification



General

Crew	2
Jump seat	1
Bench seating	8

Engines

Jump seat	2 Pratt & Whitney Canada PW123AF Turboprop 2,380 shp (1,775 kW) on take off
-----------	--

Avionics

Instrumentation and Navigation Equipment Honeywell Primus 2 Radio Navigation
RNZ-850 with ADF, VOR/ILS/Marker Beacon and DME
Litef/Honeywell LCR93, Attitude and Heading
Reference System
Honeywell EDZ-605 EFIS with dual EADI and EHSI
Radio Altimeter (Honeywell AA-300)
Parker-Gull Three-tube Active Matrix LCD Integrated
Instrument Display System
Dual CIC/Aerosonics Air Data Computers
Dorne & Margolin ELT-8 Emergency Beacon

Communications Honeywell Primus 2 Radio
Intercom (Honeywell AV-850)
Dual Radio Management Units (Honeywell RM-850)
Dual VHF (Honeywell RCZ-850)
Single VHF-FM (Wulfsberg RT5000)
Single HF (Collins HF-230)

Dimensions

Wings Span	93 ft 11 in.	28.6 m
Overall Length	65 ft 0.5 in.	19.82 m
Overall Height (on land)	29 ft 5.5 in.	8.98 m
Cabin Length	30 ft 9.5 in.	9.38 m
Max. Cabin Height	6 ft 3.0 in.	1.9 m
Max. Cabin Width	7 ft 10 in.	2.39 m

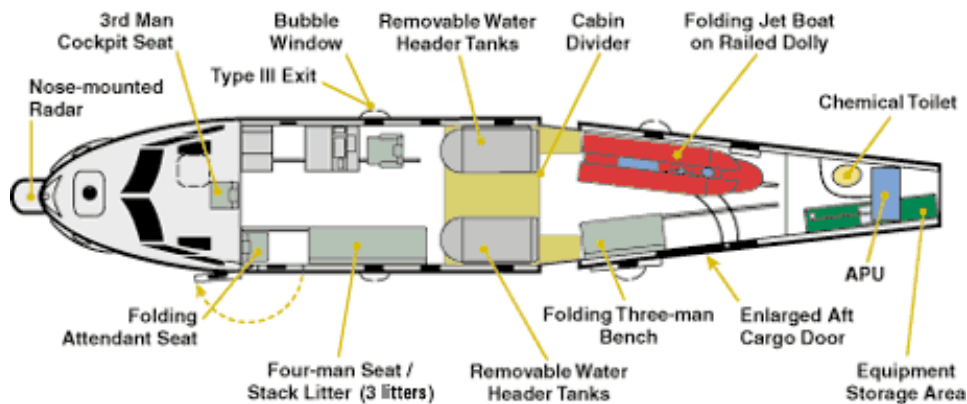
Weights

Operating Weight Empty	28 400 lb	12 882 kg
Max. Take-off Weight (land)	43 850 lb	19 890 kg
Max. Prescooping Weight	36 200 lb	16 420 kg
Max. Afterscooping Weight	47 000 lb	21 319 kg
Max. Disposable Payload	13 500 lb	6 123 kg
	8 328 lb	3 777 kg
Max. Non-disposable Payload		
Max. Fuel Load	10 250 lb	4 649 kg
Design Limit Load Factor	+3.25 g to -1.0 g	

Performance

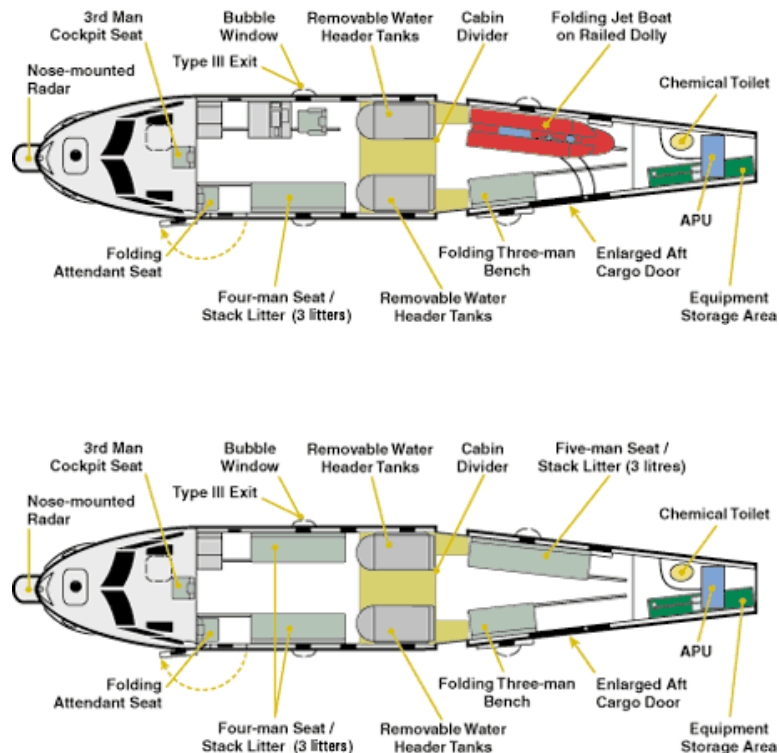
Max. Cruise Speed @ 10 000 ft	203 kt. TAS	375 km/h
Firefighting Circuit Speed (avg.)	150 kt.	278 km/h
Typical Drop Speed	105 kt.	195 km/h
Stalling Speed	68 kt.	126 km/h
Take-off Distance		
Land	2 670 ft	814 m
Water	2 770 ft	844 m
Accelerate-Stop - Land	3 450 ft	1 052 m
Landing Distance		
Land	2 180 ft	664 m
Water	2 210 ft	674 m
Scooping distance (including safe clearance height)	4 400 ft	1 341 m
Rate of Climb @ 47 000 lb.	1 300 ft/min.	6.6 m/s
Ferry Range	1 310 n.mi.	2 427 km
Fuel Consumption (average)	185 I.Gal/hr 222 U.S.Gal/hr	840 l/hr

Search & Rescue



- Caratteristiche ottimizzate per il salvataggio in acqua.
- Tempo di ricerca di quattro ore con un raggio di 370 km (200 NM) dalla base.
- Buona velocità e autonomia (180 kt. 6,5 hr.)
- Apparecchiature di comunicazione e navigazione molto potenti e precise per l'individuazione e la localizzazione di persone e/o navi in difficoltà.
- Ricerca utilizzando sistemi elettronici (radar, FLIR, SLAR) e mezzi visivi.
- Ampia zona cargo per la sistemazione di attrezzature per il recupero e la cura dei sopravvissuti.
- Airdrop utile per il sostentamento dei sopravvissuti.

Utility transport

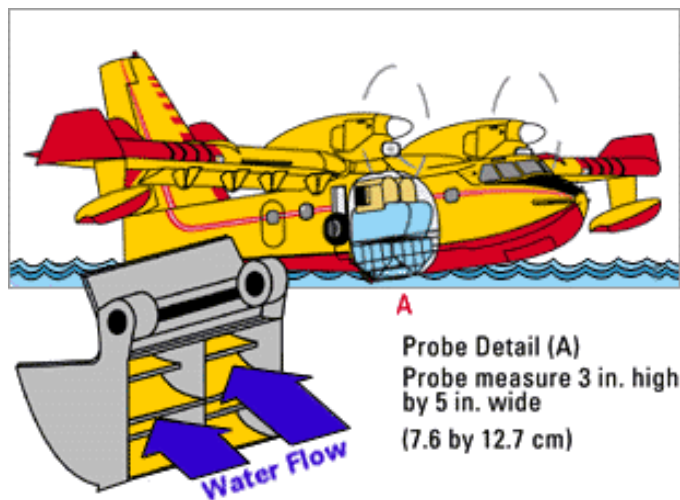


- Consente maggior flessibilità operativa: "NO RUNWAY REQUIRED".
- Accesso a laghi, fiumi, e mari, nonché piste senza superficie battuta.
- Miglior velocità di operazione rispetto ad elicotteri.
- Supporto delle truppe e dei rifornimenti.
- Eccellente a bassa velocità, grazie alla sua alta maneggevolezza e manovrabilità (105 kt. Velocità di Scooping).
- Progettato per essere gestito e mantenuto con il minimo costo di manutenzione e supporto.

Scooping process

It takes only 12 seconds, travelling at 130 km/h (70 knots) to scoop up the 6137-litre (1621-US gallon) water load. This requires an on-water distance of only 410 metres (1350 feet). The Bombardier 415 can scoop water from sites as shallow as 2 metres (6.5 feet) and 90 metres (300 feet) wide. This means that a great number of water sites can be used to reload its tanks. The aircraft does not need a completely straight scooping path. Since it is still in "flying" mode while scooping, the pilots can manoeuvre the Bombardier 415 around river bends or avoid visible obstacles in the water. As well, if the water site is too small for a full pick-up, the Bombardier 415 can take a partial load and return to the fire.

Scooping Speed: 130 km/hr (70 kts)



ANALISI DELLE STRUTTURE GENERALI DI UN VELIVOLO

La struttura di un aeroplano deve essere capace di soddisfare molteplici requisiti: deve resistere alle sollecitazioni generate dalle forze aerodinamiche come a quelle generate dalle forze d'inerzia che nascono durante le manovre di volo e, principalmente, contenere e trasportare un carico pagante o, come nel nostro caso, un carico di liquido estinguente. Tutto ciò deve essere fatto nell'ambito di un determinato inviluppo di volo, nel modo più economico possibile; la struttura deve essere la più leggera possibile e, nel frattempo, fornire le necessarie doti di rigidità e robustezza durante tutta la vita operativa del velivolo ad un elevato grado di sicurezza.

Per ottenere questi risultati il progettista deve risolvere diversi problemi: prima di tutto deve conoscere a fondo i carichi agenti su ogni singola parte della struttura e conseguentemente proporre le giuste soluzioni strutturali in termini di dimensionamento e scelta dei materiali, tenendo presenti tutte le specifiche di progetto.

Un aeroplano può essere pensato come un insieme composto dalle seguenti parti strutturali, alle quali vanno aggiunti gli impianti di bordo e il sistema di propulsione:

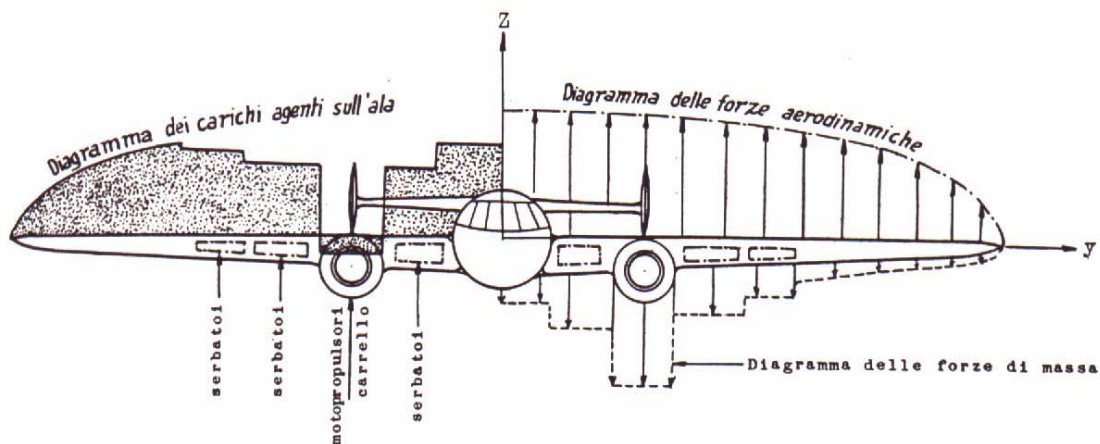
- L'ala;
- La fusoliera;
- I piani di coda;
- Il carrello.

Ciascuno di questi componenti, a sua volta insieme agli altri elementi più semplici, è progettato per realizzare uno specifico compito e pertanto è sottoposto a determinate sollecitazioni; analogamente, aeroplani di differente tipo e dimensioni necessitano di differenti soluzioni costruttive: si pensi ad esempio agli idrovolanti, ai biplani o agli aerei acrobatici, ciascuno dei quali presenta problematiche specifiche piuttosto complesse, la cui soluzione richiede esperienza ed elevata professionalità.

L'ala è l'elemento strutturale che, interagendo con il flusso relativo dell'aria, deve generare la portanza necessaria a sostenere il velivolo in volo; è pertanto l'elemento principale della struttura del velivolo. Oltre a generare portanza, l'ala in genere contiene i serbatoi per tutto o gran parte del carburante imbarcato, deve sostenere gli organi di decollo ed atterraggio e, in molti casi, l'intero sistema propulsivo.

Rispetto alla fusoliera, l'ala può assumere la configurazione ad ala alta, media o bassa. La scelta della stessa è legata principalmente al tipo di missione che il velivolo deve affrontare, nel nostro caso essendo un aereo anfibo è inevitabile la struttura ad ala alta.

Dal punto di vista della sezione alare, si individuano degli elementi costruttivi che devono equilibrare le forze che si generano durante le varie fasi del volo, nonché garantire all'ala stessa la forma aerodinamica voluta. L'ala è una trave a sbalzo sollecitata a flessione, taglio e torsione dei carichi su di essa distribuiti. In volo essa è caricata dal basso verso l'alto dalla portanza aerodinamica, mentre dall'alto verso il basso è caricata dalle forze di massa dovute al peso proprio e a tutti i carichi distribuiti lungo l'apertura.



GI

i elementi costruttivi fondamentali dell'ala sono: i longheroni, le centine e il rivestimento.

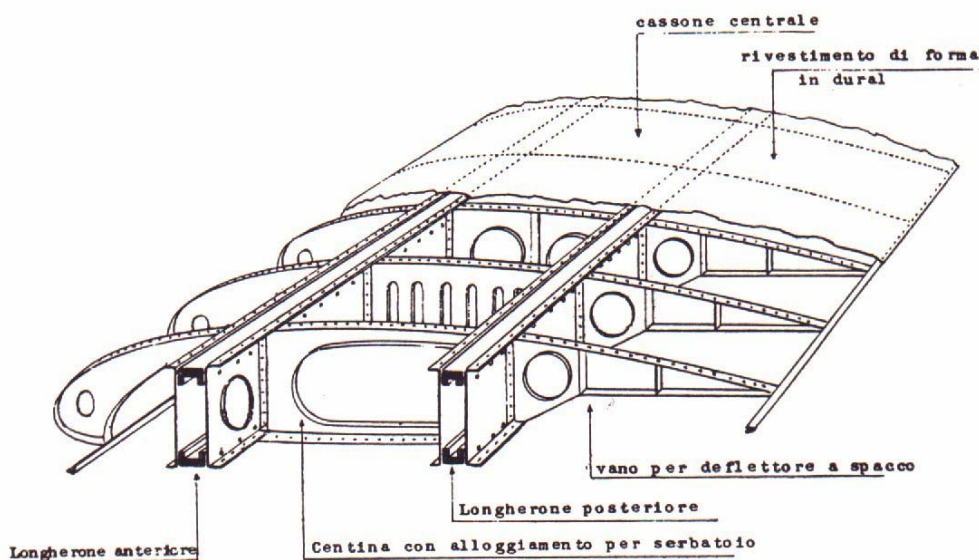


Fig. 94

Ala bilongherone in metallo

La fusoliera ha la funzione di ospitare la cabina di pilotaggio, il carico utile ed eventualmente l'apparato propulsore, nonché il compito di collegare l'ala agli organi di stabilizzazione e di governo della coda. Se assolve solo la prima funzione è detta 'carlinga', altrimenti è detta 'trave di coda'.

Forma e dimensioni della fusoliera variano a seconda della categoria di appartenenza del velivolo, nonché delle prestazioni richieste.

In volo, la fusoliera è sollecitata da forze di diversa natura ed origine e precisamente:

1. Forze aerodinamiche trasmesse dall'ala;
2. Forze di trazione dei propulsori posti sulle ali;
3. Forze aerodinamiche derivanti e trasmesse dagli impennaggi;
4. Forze d'inerzia che intervengono durante il moto del velivolo;
5. Pressioni aerodinamiche che agiscono sul rivestimento;
6. Differenza tra pressione interna ed esterna.

Le forze aerodinamiche dell'ala e della coda vengono trasmesse alla fusoliera mediante opportuni attacchi; così pure le forze di trazione dei propulsori.

Particolarmente importante risulta la determinazione delle forze d'inerzia, preponderanti in tutti i casi in cui la fusoliera ospita notevoli carichi. Mentre in volo rettilineo tali forze si riducono al peso, quando l'aereo subisce, per causa interna od esterna, un'accelerazione, esse crescono proporzionalmente alla stessa, ed il calcolo delle strutture deve avvenire tenendone opportunamente conto. Quando l'apparecchio è soggetto, oltre che alla gravità, anche a sollecitazioni trasversali, tutti i carichi andranno moltiplicati per il coefficiente di contingenza (n), solitamente desunto dal regolamento.

Le notevoli dimensioni trasversali della fusoliera permettono di affrontarne la costruzione senza particolari difficoltà dal punto di vista statico (a differenza di quanto accade nell'ala dove il vincolo nello spessore crea gravissimi problemi). Le sollecitazioni locali dovute alle pressioni aerodinamiche esercitate sul rivestimento hanno importanza solo quando la fusoliera è ricoperta di tela, caso oggi assai raro. Più importanti sono le sollecitazioni dovute all'impiego di cabine stagne in "pressione", ma la loro trattazione è in questo caso superflua.

Costruttivamente le fusoliere si riducono a due tipi:

1. Reticolari : tipo quasi completamente scomparso nella costruzione di grandi apparecchi; caratterizzato da bassi costi di

produzione e facilità di assemblaggio, era un tempo assai diffuso; esso è costituito da una travatura reticolare sulla quale viene fissato il rivestimento ed alla quale è affidato il compito di resistere a tutte le sollecitazioni.

2. A guscio : ricavato in metallo, ha preso il sopravvento anche se più complicato nella costruzione e, talvolta, più costoso del precedente, vista la necessità di impiegare materiali sempre più sofisticati.

In molti casi sono usate strutture miste, in cui, oltre alla travatura reticolare, partecipa alla resistenza anche il rivestimento (in particolare per la torsione).

In una fusoliera reticolare, durante il volo, le sollecitazioni sono assorbite da quattro travi principali: due per reagire agli sforzi verticali (fiancate), due per reagire agli sforzi orizzontali (fondo e cielo).

Tali travi hanno correnti in comune. La struttura può essere costruita con l'ausilio di tubi quadrati o tondi, in acciaio o lega leggera, collegati tra loro con opportuni attacchi, oppure, se si tratta di acciaio, saldati. In corrispondenza delle porte o delle aperture in genere, se le diagonali risultano ingombranti, esse vengono spostate. Nell'interno della fusoliera, una o più ordinate (intendendo con questo termine il quadrilatero formato da quattro montanti, giacenti in uno stesso piano trasversale) vengono controventate a croce di Sant'Andrea o a "K" mediante aste saldate o cavi d'acciaio con tenditori.

Il rivestimento è di solito effettuato con sottile lamiera di duralluminio, per intero o in parte. In quest'ultimo caso, il duralluminio è posto solo nelle parti prodire e in prossimità dei motori, mentre il resto è in tela o in sottili fogli di compensato.

Le fusoliere reticolari hanno il pregio di essere leggere, poco costose, di non richiedere attrezzature particolari e di offrire numerosi punti (nodi) in cui è possibile applicare carichi concentrati, senza l'ausilio di accorgimenti speciali; per contro hanno lo svantaggio di non permettere forme di alta penetrazione, di non permettere la costruzione di cabine stagne e di avere parti in tela del rivestimento piuttosto deperibili e vulnerabili agli agenti atmosferici. Questi svantaggi fanno sì che questo tipo di fusoliera venga impiegato solo in rarissimi casi.

Le strutture in cui il rivestimento esterno esercita sia funzioni di forma che di resistenza vengono dette "a guscio". Esse sono realizzate da un certo numero di ordinate trasversali su cui poggiano numerosi correnti longitudinali, il tutto fasciato dal rivestimento.

Principalmente le strutture a guscio si dividono in due sottogruppi:

1. Primo tipo: la resistenza alla flessione è affidata a tre o quattro robusti correnti, mentre il rivestimento è irrigidito da correntini più piccoli ed è destinato a sopportare gli sforzi di torsione (analogamente a quanto avviene nelle ali a cassone con i longheroni resistenti a flessione);
2. Secondo tipo: la resistenza alla flessione è affidata tutta al rivestimento, solidale con numerosi correntini equidistanti o infittiti in prossimità delle zone critiche.

Nella costruzione metallica i correnti sono per lo più costituiti da profilati aventi sezione a "Z" o "C".

Le ordinate, solitamente alleggerite da fori, hanno la medesima sezione oppure sono a "doppia C". In corrispondenza di aperture o attraversamento di componenti strutturali, la struttura assume forme particolari.

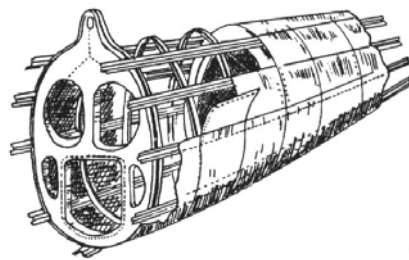


Fig. 170
Fusoliera a guscio in metallo per
apparecchio da caccia (Dewoitine)

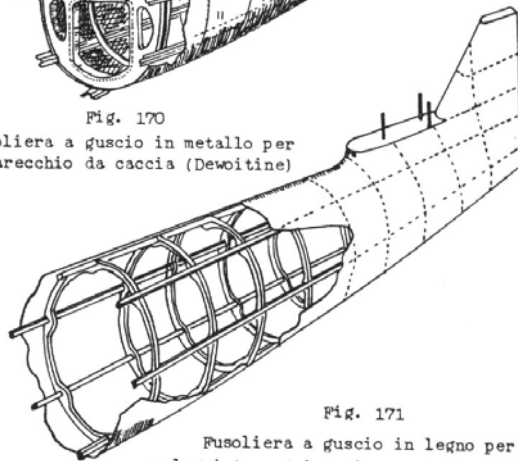


Fig. 171
Fusoliera a guscio in legno per
veleggiatore (rivestimento in compensato)

ANALISI DELLE STRUTTURE CARATTERISTICHE DEL CL 415

Sotto è riportata una figura dello spaccato del velivolo nella quale si possono notare tutti gli elementi portanti della struttura di fusoliera e ali, nonché i carrelli e il sistema di rifornimento.



Per quanto riguarda l'ala, possiamo subito notare che presenta un'ala alta nella quale sono alloggiati i motori, uno per ogni semiala, e che la geometria è perfettamente rettangolare con una rastremazione che caratterizza le estremità alari con presenza di winglet (Figura 1a). La struttura è a monolongherone. Per le operazioni alle quali è sottoposto il velivolo trovano alloggio, sotto le semiali, i galleggianti, che permettono una corretta stabilità e facilità delle manovre a terra (Figura 1b).



Figura 1a



Figura 1b

Inoltre, un'importante zona è dedicata alle prese d'aria del motore, situate in un luogo strategicamente sicuro, al riparo da possibili entrate di particelle di acqua (Figura 1c).

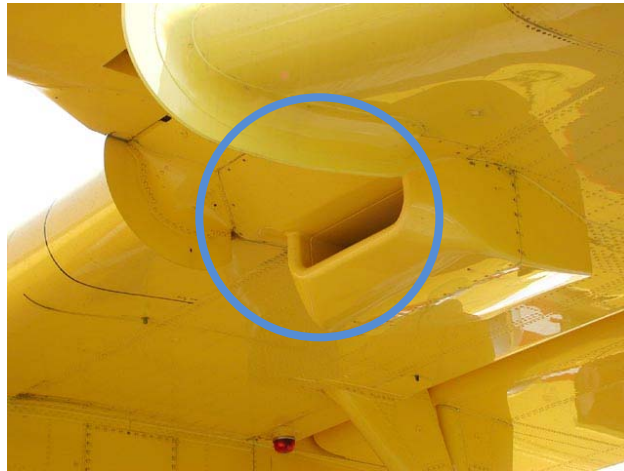


Figura 1c

La fusoliera è di tipo rettangolare, ormai quasi in disuso da parte dei moderni costruttori di velivoli. Infatti, questo tipo di fusoliera ha il vantaggio di garantire un ampio vano di carico, ma presenta notevoli inconvenienti in termini di peso e resistenza all'avanzamento. La struttura è di tipo a guscio, come si può ben notare nella figura, ed all'interno di essa possono trovare accoglimento i serbatoi del liquido estinguente assieme a tutti gli equipaggiamenti di bordo che sono previsti in base alla versione (Figura 2a). Per una riduzione di peso e una facilità di manutenzione si possono vedere i cavi per la trasmissione del moto agli equilibratori e al timone completamente scoperti che scorrono all'interno di zone ricavate nella struttura portante della fusoliera (Figura 2b).



Figura 2a



Figura 2b

Per il riempimento e lo svuotamento dei serbatoi sulla parte ventrale

della fusoliera sono collocate le bocchette per le operazioni. Nella prima immagine (Figura 2c) si evidenzia la procedura di estrazione della bocchetta per il riempimento dei 2 serbatoi. L'apertura viene comandata tramite un'asta collocata alla sua estremità, la quale permette la rotazione della bocchetta stessa di 90° in modo da avere il massimo angolo di perpendicolarità con i filetti fluidi dell'acqua generati dalla velocità del velivolo.



Figura 2c

Nella fase di svuotamento, per motivi di tenuta meccanica della sezione di uscita dell'acqua e per una migliore ripartizione in fase di sgancio, vengono utilizzate altre zone di fuoriuscita. Esse hanno la particolarità di poter essere ripartite, ossia non necessariamente in un unico scarico viene sganciata l'intera quantità d'acqua ma c'è la possibilità di frazionare le operazione di scarico.



Figura 2d

I piani di coda sono degli apparati che servono sia a mantenere stabile il velivolo sia a modificarne le condizioni originali e quindi permettere la cabrata e la picchiata, ossia delle modificazioni dall'assetto rettilineo uniforme. La deriva, come detto per i piani di coda, ha la funzione di mantenere inalterato l'equilibrio ma anche quello di poter modificare la condizione di equilibrio portando quindi ad una modificazione di assetto, quando necessario, ad esempio in situazione di volo con vento laterale. Gli apparati presi in esame sono molto particolari nel loro genere, in quanto, per le operazioni come mezzo anfibo, richiedono un'installazione in una zona alta e prevedono, accoppiate alla deriva principale, altre due derivate situate al centro dei due semipiani di coda per garantire una migliore stabilità alle basse velocità a cui opera il velivolo.



Figura 3

Per quanto riguarda l'apparato di atterraggio possiamo suddividerlo in 2 gruppi di azione: i carrelli ed i flap o ipersostentatori.

Il carrello del Canadair è un carrello tricycle anteriore, ossia senza la presenza del ruotino di coda. Con questo tipo di carrello si hanno notevoli vantaggi sia in campo di manovrabilità sia di visibilità.

La gamba del carrello centrale, vista la sua posizione molto alta, è molto lunga e perciò è stato necessario aumentare la sezione resistente, poiché, se fosse stata ridotta, il carico di punta agente su di essa avrebbe portato ad un'eccessiva flessione oppure, nei casi peggiori, alla rottura dello stesso. La zona occupata dal vano è limitata poiché esso è collocato sulla fusoliera in corrispondenza dei serbatoi del liquido estinguente.



Figura 4a

Il carrello anteriore è composto da una gamba con estensione molto ridotta, ma in compenso con una grande sezione resistente, capace di far fronte ai notevoli scossoni e colpi che il carrello riceve nei decolli e atterraggi in piste con fondo sconnesso. A differenza del carrello centrale, questo ha in un'unica gamba la presenza di 2 ruote (Figura 4b). La caratteristica di tutti i velivoli con questa configurazione del carrello è che la ruota anteriore è comandata dai pedali presenti nell'abitacolo e permette alla stessa di ruotare e dare, di conseguenza, all'aereo la possibilità di compiere le manovre a terra. Per permettere questo movimento si possono notare i bracci che principalmente si comportano come leve di rinvio (Figura 4c).



Figura 4b



Figura 4c

Gli ipersostentatori sono dei sistemi collocati sull'ala che ne modificano le condizioni aerodinamiche per permettere al velivolo di produrre portanza anche a velocità basse. Essi sono collocati all'estremità posteriore dell'ala, il cosiddetto bordo d'uscita. Come si può vedere dalla figura (Figura 4d), essi sono rinforzati e molto resistenti in modo tale da poter resistere alle forti sollecitazioni che vengono a crearsi durante il moto dell'aereo. Dall'analisi delle immagini dell'aereo in situazione di "Scooping" ci si rende conto di come sia necessario sia per una condizione di sicurezza, sia per una necessità aerodinamica, che il

velivolo utilizzi gli apparati di ipersostentazione.



Figura 4d

Numerose altre particolarità e caratteristiche meccaniche sono applicate al Canadair CL 415 dato che il suo scopo principale, oltre alle missioni di spegnimento incendi, è quello del recupero e salvataggio di persone. Come precedentemente descritto, il mezzo è dotato di numerosi sistemi radar, i quali per motivi operativi vengono installati nella prua del velivolo, in una sezione che viene creata facendo sporgere il muso di una quarantina di centimetri.



Uno dei sistemi radar, oltre ad essere applicato "fuoribordo" come nel caso appena nominato, si trova anche all'interno, in corrispondenza dei

serbatoi, al riparo dalla corrosione dell'acqua e in una zona di facile manutenzione.



Altra caratteristica fondamentale è quella della riduzione di peso in ogni parte della macchina: infatti, ogni grammo risparmiato ha dei risvolti positivi in termini sia di prestazioni sia di consumo finale al termine della missione.

In questa immagine si possono notare gli interni del velivolo completamente privi di alcun tipo di rivestimento se non quello base, ignifugo, per permettere almeno un minimo isolamento dalle condizioni esterne.



Una zona di notevole importanza la rivestono gli interni ed in particolare la cabina. In questa sezione, infatti, si possono notare gli importanti ritrovamenti tecnologici montati nelle ultime versioni del fiore all'occhiello della Bombardier. Tutte le informazioni relative sia al volo che al riempimento dei serbatoi, e quindi la gestione dello sgancio del liquido estinguente, sono ora raffigurate all'interno di 8 schermi ben visibili da parte dei due piloti preposti. In caso di malfunzionamento

dell'apparato elettrico si può comunque far fronte al problema utilizzando gli strumenti analitici presenti nel cockpit.

La forma particolare della cloche richiama in modo inequivocabile quella del suo predecessore, il CL 215, realizzata in questo modo per migliorare la capacità da parte del pilota di governare il velivolo in condizioni di difficoltà.

Le leve rosse sono quelle corrispondenti ai sistemi di emergenza delle pompe idrauliche presenti per permettere la manovrabilità del velivolo anche in condizioni di motori in avaria.



Cockpit

Sopra i glass cockpit di sinistra, ovvero quelli del pilota principale, può trovare accoglimento uno strumento molto utile durante la missione, il radar altimetro, il quale, a differenza da un normale altimetro che dà la quota in termini assoluti, cioè la distanza del velivolo dal livello del mare, dà un'altitudine relativa, cioè quella reale dal suolo.

Sotto la cloche sono posti i pedali per il comando del timone di coda e della ruota anteriore ed anche per il controllo differenziale dei freni delle due ruote posteriori.

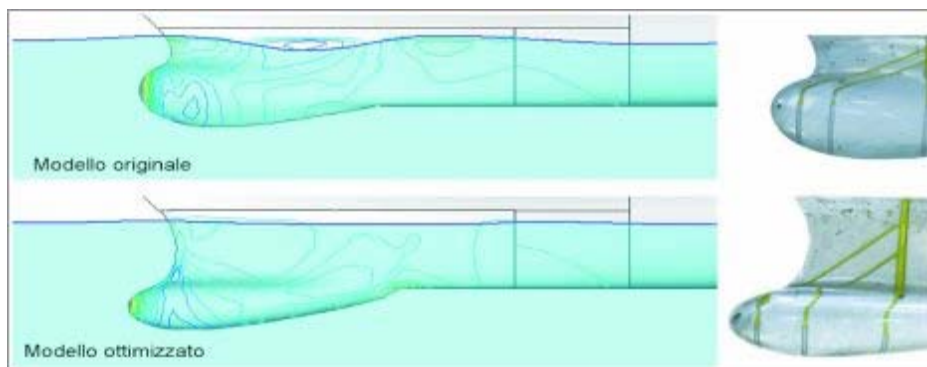
La principale differenza tra questo velivolo ed il suo predecessore è la notevole quantità di sistemi elettronici che sono di grande aiuto per i piloti, i quali, grazie alla presenza di queste nuove tecnologie, vengono ad esempio avvisati di una perturbazione, cosa che nel vecchio modello non era possibile e quindi imponeva di affidarsi solo ed esclusivamente ai sistemi a terra. Dagli ultimi ritrovati tecnologici, oltre alla versione anti-incendio, ricava notevoli benefici soprattutto quella S&R, perché, se con il CL 215 si provvedeva al ritrovamento dei dispersi solo ed esclusivamente con il volo a vista, oggi, con il nuovo CL 415, si possono individuare molto facilmente i segnali radio emessi da barche o altri

mezzi in difficoltà e quindi velocizzare le manovre di soccorso.

ANALISI DELLO SCAFO E DEI RELATIVI MATERIALI IMPIEGATI

Dall'osservazione delle immagini si può immediatamente notare come lo scafo sia stato esplicitamente creato sia per permettere una corretta stabilità durante le manovre in acqua sia per facilitare l'imbarco della stessa.

Riguardo alla prima affermazione ciò è decretato dalla forma particolare che consente, grazie alla pinna centrale e alle piccole ali di contenimento laterali, una corretta incanalatura dell'acqua favorendo la stabilità verticale, ma soprattutto quella longitudinale del velivolo, in quanto il suo comportamento in acqua deve essere molto simile a quello di una barca. Per giustificare tale condizione vengono effettuati particolari test in vasca idrodinamica che ricreino le condizioni avvertibili al momento dell'ammarraggio e, dopo numerosi e attenti studi, si è notato che lo scafo con chiglia centrale e piccole ali ai lati per incanalare il flusso d'acqua è quello con le migliori condizioni di stabilità. Oltre alle condizioni di stabilità, però, si tiene conto anche delle condizioni di resistenza all'aria, in quanto il velivolo impiega solamente il 5-10% del suo tempo operativo in acqua, mentre impiega il rimanente in volo e, per la maggior parte di esso, alla velocità di crociera, perciò ad una velocità considerevolmente alta. Proprio per questo motivo l'aereo viene sviluppato secondo dei canoni di compromesso, in quanto si sarebbe anche potuto utilizzare uno scafo più stabile dal punto di vista idrodinamico e meno resistente in acqua, come quello con i moderni bulbi prodieri; questo, però, avrebbe avuto numerosi risvolti negativi sulla resistenza all'avanzamento in acqua.



Oltre a quelle descritte, la funzione dello scafo è anche quella di indirizzare il maggior quantitativo di acqua alle bocchette di aspirazione, in modo tale da diminuire il tempo utile al riempimento totale dei serbatoi di 6137 litri. Per far ciò, si sfrutta il principio base del rapporto

tra pressione e velocità, ovvero il teorema di Bernoulli, il quale afferma che, all'aumento della pressione, corrisponde una proporzionale e costante diminuzione di velocità e viceversa. Proprio per verificare questo principio lo scafo del nostro aereo anfibio presenta inizialmente una sezione di contatto con l'acqua molto ampia che va via via restringendosi, favorendo così l'aumento di velocità e quindi un miglioramento nel tempo di riempimento.



Nell'immagine sopra riportata si può notare come, anche in riferimento alla spiegazione precedente, la zona nella quale sono poste le prese d'aria dei motori sia protetta sia da eventuali spruzzi d'acqua, sia da possibili particelle di cenere o di legno portate in quota dai venti caldi che si sviluppano dalla combustione dei boschi. Un'altra osservazione che appare utile fare è che le prese d'aria sono situate immediatamente dietro alle grandi eliche, le quali, sia per lo spostamento d'aria sia per la loro presenza fisica, permettono al flusso d'aria di avere meno impurità possibili.

Un ulteriore particolare degno di nota è costituito dagli sfoghi per l'acqua in eccesso, i quali, per evitare un pericoloso aumento di pressione dovuto al continuo efflusso di liquido all'interno dei serbatoi, si aprono, creando così una zona di rilascio dell'acqua in eccesso posta sopra i recipienti. Oltre a non far aumentare la pressione, essi hanno anche il compito di ripulire l'impianto di rifornimento e di evitare un accumulo molto pericoloso di pressione che verrebbe a crearsi nell'impianto di caricamento del liquido.

In questa immagine si può notare inoltre come il design dello scafo porti il velivolo ad una notevole stabilità nelle manovre a terra, soprattutto durante questa fase molto pericolosa, in quanto, in caso di instabilità, si potrebbe verificare un disastro poiché, ad alte velocità d'impatto, l'acqua si comporta come un materiale solido quale il cemento. La notevole stabilità si nota nella distanza dall'acqua dei due galleggianti laterali, i quali sono entrambi alla stessa distanza. Ciò significa che l'aereo secondo l'asse di rollio ha un angolo di banco pari a zero.



Il materiale di cui è composto lo scafo è l'alluminio, data la sua grande semplicità di montaggio e le sue caratteristiche tecniche. Per quella particolare zona però è necessario scegliere un determinato tipo di alluminio, a causa della corrosione dovuta alla presenza di sale nell'acqua marina. L'alluminio adatto a questo tipo di sollecitazioni ed effetti corrosivi è la serie 5000, lega Al-Mg.

La serie appena menzionata presenta una resistenza meccanica crescente con l'aumento del tenore di magnesio; una buona resistenza alla corrosione particolarmente in atmosfera marina; buona formabilità e grandi caratteristiche di saldabilità.

Nella Serie 5000, il cui nome commerciale è "Peraluman" il principale elemento di lega è il magnesio, che conferisce doti particolari di resistenza alla corrosione, oltre a buona resistenza a caldo ed ottime doti di duttilità e lavorabilità. In genere non richiede trattamento termico di invecchiamento e presenta buona saldabilità per fusione. Il Magnesio mostra una buona solubilità nell'alluminio (seconda solo allo zinco) e, per questo, leghe con concentrazioni minori del 7% non mostrano

un'apprezzabile precipitazione (tuttavia se sono presenti altri elementi questa percentuale diminuisce), ma è possibile comunque ottenere un discreto effetto indurente tramite la lavorazione a freddo, visto che il Magnesio permette di conservare un'ottima duttilità; infatti si tratta di leghe da incrudimento le cui caratteristiche meccaniche possono essere aumentate mediante laminazione a freddo, mentre non si possono aumentare mediante trattamento termico; le caratteristiche meccaniche sono in generale inferiori a quelle delle leghe della serie 2XXX.

Il magnesio fornisce inoltre un'eccellente resistenza alla corrosione e una buona saldabilità: queste caratteristiche vengono sfruttate nella costruzione delle carrozzerie in alluminio. La resistenza alla corrosione è elevata, anche in ambiente marino.

ESECUZIONE CALCOLO SPAZIO DI DECOLLO

La prima fase per l'esecuzione del calcolo dello spazio di decollo è quella di sviluppare la spinta dei 2 motori al variare della velocità.

Formule relative alla spinta fornita dai 2 propulsori:

La spinta: $T = T_p + D_e + D_i - T_{J0}$

Il coefficiente di spinta: $CT = T / (\rho n^2 D^5)$

Il coefficiente di potenza: $CP = P / (\rho n^3 D^5)$

Il rendimento del motore: $\eta = (CT / CP) J$

La spinta ricavabile tramite la formula del manuale fornito assieme al mezzo propulsivo, ovvero l'elica:

$$T = \rho n^2 D^4 CT$$

Dal grafico allegato (Fig. 1) si può ricavare il dato di C_t fornito dall'analisi del prospetto NACA Research Memorandum del 15 ottobre 1946 (Aeroproducts H20C-162-X11M2 4-Blade propeller).

CHARACTERISTICS OF FULL-SCALE PROPELLERS HAVING 2, 3, AND 4 BLADES

9

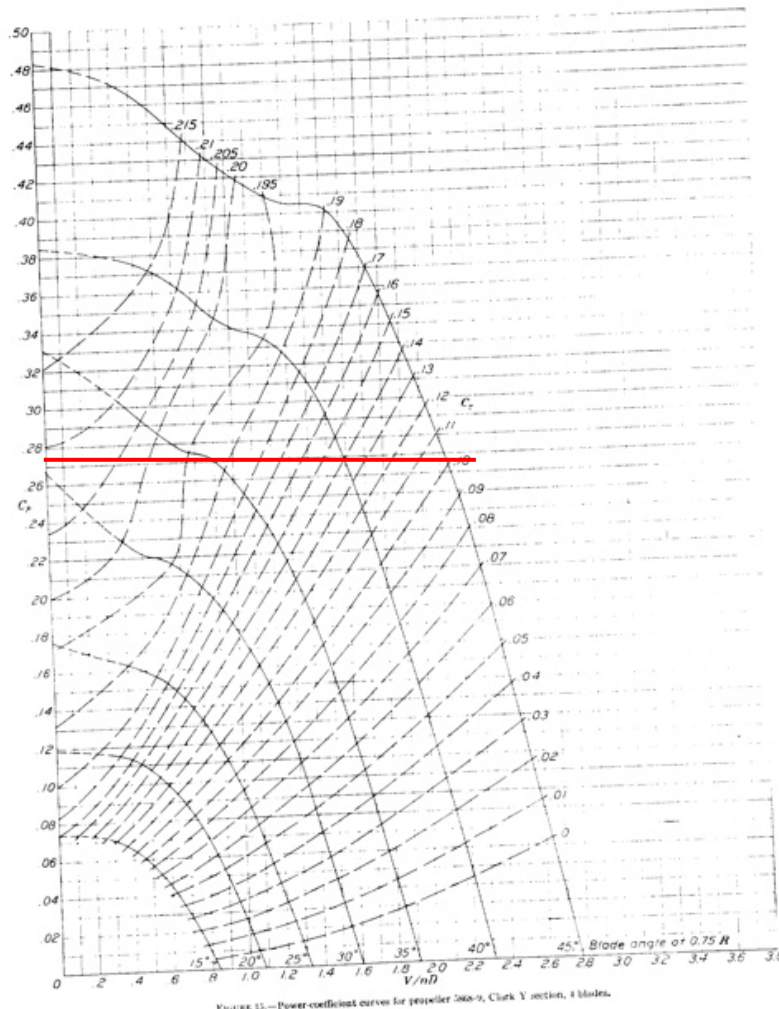


FIGURE 15.—Power coefficient curves for propeller 5608-9, Clark Y section, 4 blades.

Dal grafico si ricava molto semplicemente il valore di $C_t = 0,104$.

Con il dato ricavato possiamo passare al calcolo della spinta fornita da un singolo propulsore.

$$T = C_T \rho n^2 D^4 = 0,104 \cdot 1,225 \cdot 20,2^2 \cdot 3,97^4 = 12923 \text{ N}$$

Successivamente al calcolo della spinta fornita al velivolo possiamo procedere con il calcolo del tempo e dello spazio di decollo.

IL DECOLLO:

il decollo è una manovra con la quale il velivolo viene portato in volo dalla pista. Dal punto di vista delle prestazioni il calcolo dello spazio assume un significato importante, poiché questo calcolo qualifica le piste da cui il velivolo può decollare. Le prestazioni di decollo di un velivolo

sono influenzate da vari fattori e, dal punto di vista operativo, rivestono particolare importanza nel calcolo del peso massimo consentito al decollo.

I fattori da prendere in considerazione in un'analisi completa sono:

1. la lunghezza della pista disponibile e le sue condizioni;
2. la pendenza della pista;
3. la componente del vento nella direzione della pista;
4. la quota e pressione dell'aria nella pista;
5. la temperatura atmosferica.

Il problema verrà trattato inizialmente dal punto di vista teorico, calcolando lo spazio e il tempo di decollo e mettendo in evidenza i parametri da cui queste caratteristiche dipendono, al fine di valutare la loro influenza. Le forze sostenatrici sono di natura dinamica; quindi, affinché si sviluppi la necessaria portanza, si deve portare l'aereo alla velocità minima di sostentamento mediante una rincorsa; in queste condizioni esso si stacca da terra. Questo metodo non viene però impiegato in quanto, così facendo, si decollerebbe senza una riserva, mentre si ritiene opportuno decollare ad una velocità superiore, in particolare secondo le norme:

$$V_d = V_R = 1,2 V_{min}$$

Inoltre, rullando all'assetto di stallo, si svilupperebbe una resistenza aerodinamica notevole, con la conseguente necessità di piste troppo lunghe.

Si preferisce pertanto far rullare il velivolo ad una incidenza inferiore a quella critica e calcolata in modo da rendere minima la resistenza; questa incidenza viene definita *incidenza a Cl ottimo*.

Con l'analisi della formula per il calcolo della velocità di stallo possiamo notare come il termine *Cl max* resti al denominatore, e quindi maggiore sarà, minore risulterà la velocità di stallo, a beneficio della spinta e del tempo e spazio di decollo. Per beneficiare del massimo coefficiente di portanza è necessario utilizzare gli ipersostentatori, i quali giocano un ruolo chiave sia al decollo che all'atterraggio.

Per finire, si precisa che, a differenza dello studio dei regimi di salita, dove si è ritenuto opportuno discutere in termini di portanza nel caso del velivolo ad elica e in termini di spinta nel caso di velivolo a getto, nello studio del decollo conviene far intervenire sempre la trazione o spinta, che verrà indicata come al solito con *T*. La determinazione della spinta è immediata nel caso di velivolo a getto; essa richiede invece qualche elaborazione basata sull'impiego delle formule di Renard nel caso del

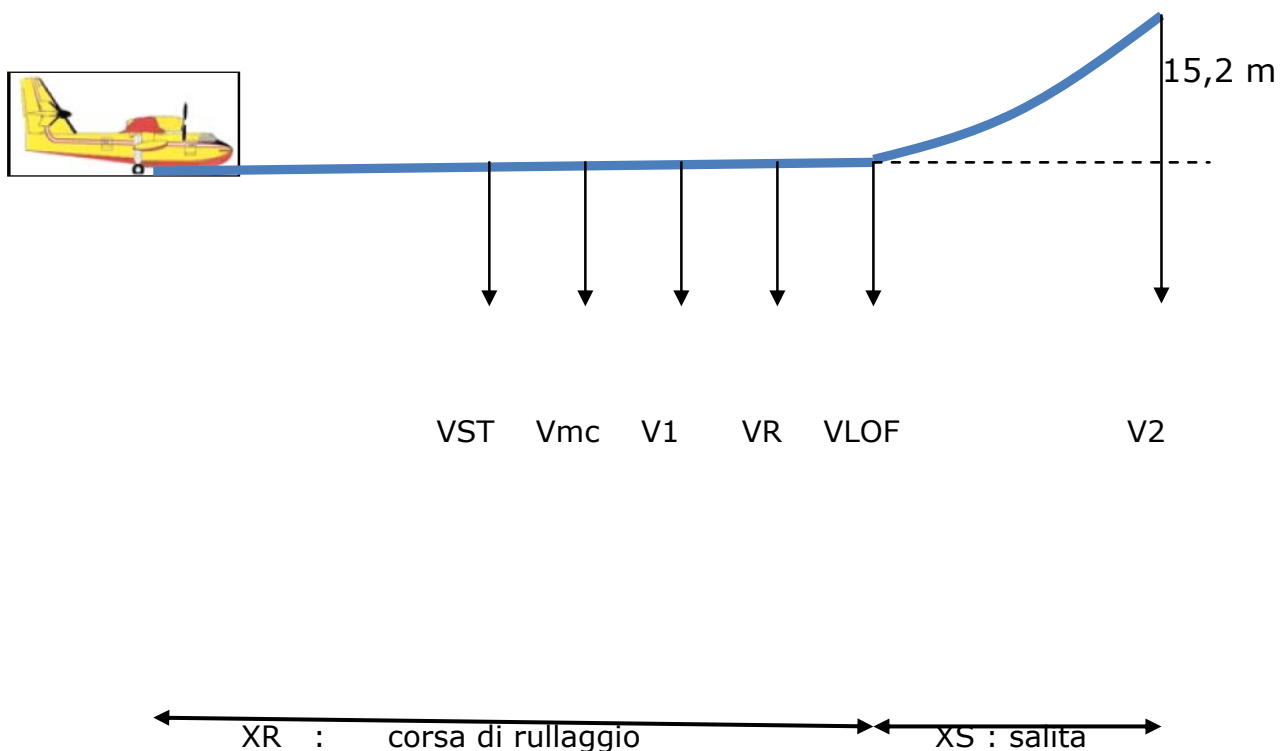
velivolo ad elica.

Fasi di decollo:

Per comodità di analisi la manovra di decollo può essere suddivisa in tre fasi:

1. FASE DI RULLAGGIO – il velivolo, all'incidenza ottima, partendo da velocità nulla accelera fino a portarsi alla VR;
2. FASE DI MANOVRA - il velivolo in questa fase passa dall'assetto di rullaggio a quello corrispondente alla velocità di salita e si stacca dal suolo;
3. FASE DI SALITA – la manovra di decollo si considera conclusa, come prescritto dalla vigente normativa FAR 23, quando il velivolo ha superato l'ostacolo (vero o fittizio) di 50 ft (15,2 m).

Durante la corsa di rullaggio vengono attraversate delle velocità caratteristiche che illustreremo di seguito con l'aiuto dello schema:



VST : velocità di stacco in configurazione di decollo;

Vmc : velocità minima di controllo. Velocità in corrispondenza della quale è possibile il governo del velivolo attorno all'asse d'imbardata (caso di

bimotore con motore in avaria).

V1 : velocità di decisione, cioè velocità oltre la quale il decollo non può più essere abortito.

VR : Velocità di rotazione, cioè velocità in corrispondenza della quale è possibile iniziare la rotazione del velivolo attorno al carrello principale.

VLO : velocità di distacco (1,1 VST) cioè velocità alla quale si ha il distacco del velivolo dalla pista.

V2 : velocità di decollo (1,2 VST) cioè la velocità sull'ostacolo.

$$\begin{aligned}\text{Calcolo del CL OTTIMO :} \quad & \mu \cdot \pi \cdot AR / 2 = \\ & = 0,02 \cdot \pi \cdot 7,923 / 2 = \mathbf{0,25}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\text{Calcolo del CD :} \quad & CD0 + CL^2 / (\pi \cdot AR) = \\ & = 0,008 + 0,25^2 / (\pi \cdot 7,923) = \mathbf{0,0105}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\text{Calcolo della minima velocità: VST} &= \sqrt{ (2 \cdot W) / (\rho \cdot S \cdot CL \text{ MAX}) } = \\ &= \sqrt{ (2 \cdot 147140) / (1,225 \cdot 100,33 \cdot 1,5) } = \mathbf{40 \text{ m/s}}\end{aligned}$$

$$\text{Calcolo della VLOF :} \quad 1,1 \cdot VST = \mathbf{44 \text{ m/s}}$$

$$\begin{aligned}\text{Calcolo del fattore A:} \quad & [(T / W) - \mu] \cdot g = \\ & = [(12913 \cdot 2 / 147150) - 0,03] \cdot 9,81 = \mathbf{1,43 \text{ m / s}^2}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\text{Calcolo del fattore B:} \quad & [(CD - \mu CL)]^{1/2} \rho \cdot S \cdot (g/W) = \\ & = (0,0105 - 0,25 \cdot 0,03)^{1/2} \cdot 1,225 \cdot 100,33 \cdot (9,81 / 147150) = \\ & = \mathbf{0,0000049 \text{ m / s}^2}\end{aligned}$$

Calcolo dello spazio di decollo con la formula nella quale inseriamo i dati precedentemente calcolati nei termini A e B:

$$XR = - (1/2B) \ln [1 - (B/A) \cdot VLOF^2] = \mathbf{680 \text{ m}}$$

THE TAKE OFF

In the take off the airplane is making the transition from ground to flight, and its grip on the latter is much more tentative than during landing. The plane reaches a predetermined speed, based on weight. The point at which it reaches this speed depends on temperature and other factors. These factors are: shape of the airfoil, angle of attack, velocity of the air, density of the air moving over the wing and wing area. A change in any of these affects lift and drag and the relationship between lift and drag. Each means of increasing lift also causes drag to increase.

ANGLE OF ATTACK: at small angles of attack, the pressure increase below the wing is almost negligible, most of the lift being produced by the decreased pressure above the wing. When the angle of attack increases to approximately 18° to 20° , on most airfoil the air can no longer flow smoothly over the wing's upper surface. It is forced to flow back, becoming turbulent. When this happens, lift is suddenly reduced and the airplane may rapidly drop. The particular angle at which the burbling of the air begins is the stalling angle.

WING AREA: the lift and drag acting on a wing are roughly proportional to the wing area. This means that if the wing area is doubled, other variables remaining the same, the lift and drag created by the wing will be doubled.

SHAPE: as the camber of an airfoil is increased, the lift produced by the airfoil increases. High-lift wings have a larger curvature on the upper surface and a concave lower surface. Wing flaps cause an ordinary wing to approximate this condition by increasing the curvature of the upper surface and creating a concave lower surface, thus increasing lift on the wing.

AIR SPEED: the velocity of the air passing over the wing in flight is determined by the speed of the airplane. An increase in the velocity of the air passing over the wing increases lift and drag. Lift is increased because the impact of the increased relative wind on the lower surface of the wing creates a higher or greater positive pressure; the increased speed of the relative wind over the upper surface means a lowered pressure there; besides, a greater pressure differential between the upper and lower surfaces is created.

Drag is increased, since any change that increases lift also increases drag. Tests show that lift and drag vary as the square of the velocity. This means that, if an airplane doubles its speed, it quadruples its lift and drag.

DENSITY: lift and drag vary directly with the density of the air: as air density increases, lift and drag increase; as air density decreases, lift and drag decrease. Air density is affected by several factors: pressure, temperature and humidity.

At an altitude of 18,000 feet the density of the air is half that at sea level. Therefore, if an airplane is to maintain its lift, the velocity of the air over the wings must be increased or the angle of attack must be increased. This is why an airplane requires a longer takeoff distance at higher altitudes than under the same conditions at lower altitudes.

Because air expands when heated, warm air is less dense than cool air. When other conditions remain the same, an airplane will require a longer takeoff run on a hot day than on a cool day. Because water vapour weighs less than an equal amount of dry air, moist air is less dense than dry air. Therefore, when other conditions remain the same, the airplane will require a longer takeoff run on a humid day than on a dry day. This is especially true on a hot, humid day because then the air can hold much more water vapour than on a cool day. The more moisture in the air, the less dense the air.

From the above discussion, it is obvious that a pilot should beware of high, hot, and humid conditions; high altitude, hot temperature, and high moisture. A combination of these three conditions could be disastrous, especially when combined with a short runway.

Bibliografia:

English in Aeronautics – Raffaele Polichetti - Leoscher

Costruzioni aeronautiche – Angelo Raffaele Bibbo

AMV Lilliput CL 415 – Ettore Giordano

Volare Ottobre 2007 "Fronte del fuoco" – Maurizio Guinelli

Aerotecnica – Michelangelo Flaccavento.

Riccardo Gorla