



**ENAV S.p.A**

*Academy*



# *Prestazioni Aeromobili*

*A cura di  
Roberto Ronchi*

*Edizione  
Maggio 2008*

*Intenzionalmente Bianca*



**ENAV S.p.A.**

*Academy*

# *Prestazioni Aeromobili*

*A cura di  
Roberto Ronchi  
Edizione  
Maggio 2008*

*Intenzionalmente Bianca*



*Intenzionalmente Bianca*

# INDICE GENERALE

<b>Prefazione</b>	<b>pag.</b>	<b>1</b>
<b>Capitolo I</b>		
<b>Designatori dei tipi d'aeromobili</b>	<b>pag.</b>	<b>2</b>
Categoria per turbolenza di scia	"	3
<b>Capitolo II</b>		
<b>La classificazione degli AA/MM per velocità per le procedure strumentali</b>	<b>pag.</b>	<b>8</b>
Tabella ICAO	"	9
<b>Capitolo III</b>		
<b>Introduzione alle prestazioni degli AA/MM di linea</b>	<b>pag.</b>	<b>10</b>
La densità dell'aria	"	10
L'altitudine di densità	"	11
Le velocità di decollo	"	15
Le distanze dichiarate di pista	"	15
Il calcolo della lunghezza di pista minima per il decollo	"	16
Il peso dell'AA/MM	"	16
<b>Capitolo IV</b>		
<b>Le fasi del volo</b>	<b>pag.</b>	<b>20</b>
Il decollo	"	20
Operazioni di volo su piste contaminate (aquaplaning)	"	26
La salita	"	34
La crociera	"	36
La discesa	"	39
L'attesa	"	47
L'avvicinamento	"	49
L'atterraggio	"	51
La riattaccata	"	55
Situazioni pericolose all'atterraggio	"	57

*Intenzionalmente Bianca*



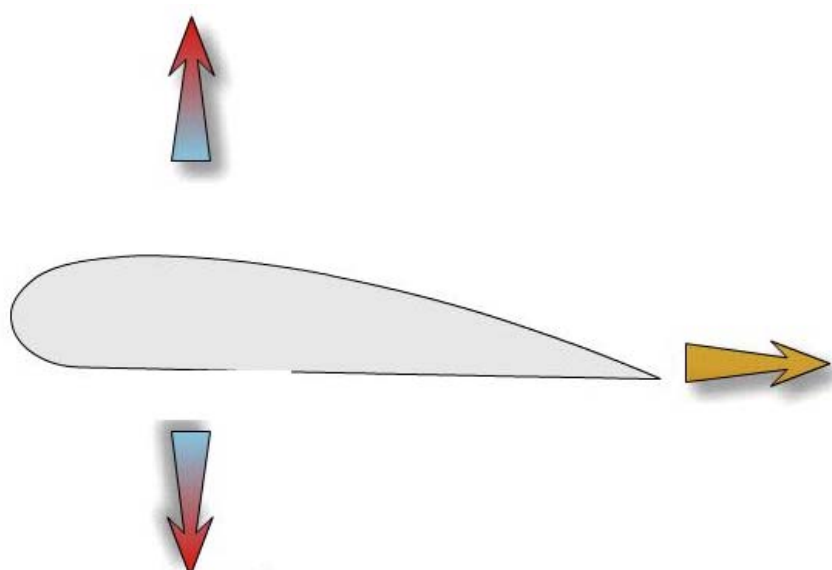
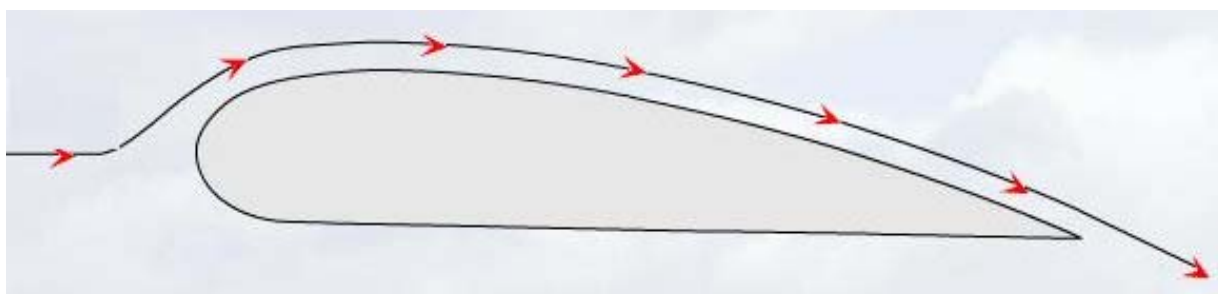
## PREFAZIONE

Questo manuale si prefigge lo scopo di fornire ai controllori del traffico aereo, siano essi in fase di formazione iniziale, oppure avanzata un indispensabile complemento alla loro qualificazione professionale.

Attraverso queste pagine, si conosceranno quelle che sono le basi sulle quali si fondano tutti gli “*iter*” istruzionali di quella professione che più di qualunque altra in campo aeronautico s’interfaccia con la nostra, quella di pilota d’aeroplano.

La necessità di tutto ciò risiede nel fatto che piloti e controllori sono le due componenti principali del **sistema trasporto aereo** a qualsiasi livello lo si voglia analizzare e quindi le due professioni sono assolutamente interdipendenti per le parti di competenza comune. In parole povere non potrebbero esistere controllori del traffico aereo senza i piloti e viceversa.

Tutto ciò avverrà attraverso l’analisi e lo studio teorico (ed in parte pratico), adattato alle esigenze di conoscenza di cui ha bisogno un **Controllore del Traffico Aereo**, delle due principali componenti dell’arte del volo, vale a dire *l’Aerodinamica, comprensiva delle prestazioni degli aeromobili* e la *Navigazione Aerea*.





## Cap. 1

### DESIGNATORI DEI TIPI D'AEROMOBILI

In questa sezione riporteremo, secondo la classificazione dell'ICAO, i designatori dei tipi d'aeromobile secondo il modello, l'impiego, il tipo ed il numero dei propulsori e la categoria per turbolenza di scia. Tutto ciò ha lo scopo di poter riconoscere, per ogni esigenza, l'aeromobile in quartine, anche senza doverlo vedere direttamente. Come noterete per quanto riguarda gli elicotteri non esiste classificazione di scia. Questo non significa che l'elicottero non produca perturbazioni dovute alla scia causata dal movimento del o dei rotori. La turbolenza causata dalle grosse quantità d'aria spostate dalle pale delle eliche in rotazione, possono essere molto pericolose e causare problemi seri. A differenza degli aeromobili che manifestano questi problemi solo in volo, l'elicottero crea problemi in prossimità del terreno, soprattutto se effettua manovre di rullaggio "in hovering" a pochi metri dal suolo attraverso piazzali e vie di rullaggio negli aeroporti. Come vedremo esiste anche la classificazione per tutti gli altri mezzi aerei che non sono aeromobili o elicotteri e vale a dire per: mongolfiere, alianti, dirigibili, alianti e ultraleggeri. La designazione ICAO che identifica il modello viene assegnata al momento del suo ingresso in linea e tiene conto delle caratteristiche di ogni aeromobile e può essere diverso anche se apparentemente si tratta dello stesso aereo. Ad esempio, uno stesso modello d'aeromobile, apparentemente uguale ad un altro, potrebbe montare propulsori diversi ed avere così, caratteristiche di volo diverse (prestazioni in velocità, ecc.).

#### **Classificazione per utilizzo:**

**L = aereo terrestre**

**A = anfibio**

**H = elicottero**

**S = idrovolante**

#### **Classificazione per numero di propulsori: 1 = mono-propulso**

**2 = bi-propulso**

**3 = tri-propulso**

**4 = quadri-propulso**

**6 = esa-propulso**

**8 = octo-propulso**

#### **Classificazione per tipo di propulsione:**

**P = elica (propeller)**

**T = turboelica (turboprop)**

**J = turboreattore (jet)**

#### **Altri mezzi aerei:**

**BALL = mongolfiera (balloon)**

**GLID = aliante (glider)**

**SHIP = dirigibile (airship)**

**UALC= ultraleggero (ultra light aircraft)**

**Categoria per turbolenza di scia.** Con questo tipo di classificazione si è inteso suddividere gli aeromobili in funzione della potenziale turbolenza di scia che vengono a generare nell'aria circostante il loro percorso e che è direttamente proporzionale al loro peso. Infatti la quantità d'aria spostata dal passaggio di un aeromobile è funzione della sua massa e di conseguenza del suo peso. Questa classificazione è molto importante soprattutto per la gestione del traffico aereo perché quando sussiste l'interazione di più aeromobili nella stessa area, l'eccessiva loro vicinanza potrebbe causare problemi, anche seri, ad aerei più piccoli e leggeri di altri (soprattutto nelle sequenze di decollo ed atterraggio).



### **Classificazione:**

**J = SUPER HEAVY**    Airbus 340-800 ovvero A388, 560.000 Kg

**H = HEAVY**        Aeromobili con peso massimo al decollo certificato di 136.000 Kg (300.000 libbre) o più;

**M = MEDIUM**    Aeromobili con peso massimo al decollo certificato di Meno di 136.000 Kg ma non superiore a 7.000 Kg;

**L = LIGHT**        Aeromobili con peso massimo al decollo certificato di Meno di 7.000 Kg.

**Presentiamo ora alcuni esempi di classificazione ICAO di alcuni famosi aeromobili allo scopo di prendere un po' di dimestichezza con quanto detto.**

Modello	desig. ICAO	Cat.Turb.Scia.	classificazione
Cessna 550 Citation II	C 550	L	L 2 J



Il Cessna Citation II è un aeromobile tipo «executive» cioè destinato al così detto trasporto d'affari. Questo tipo d'aeromobile è anche in dotazione al reparto Radio-misure dell'ENAV s.p.a. che, in questo momento, ne possiede tre. **Il suo peso al decollo è di 5.500 Kg** ed è spinto da due piccoli turboreattori.

Modello	desig. ICAO	Cat.Turb.Scia.	classificazione
F 104 starfighter	F104	M	L 1 J



L' F 104 Starfighter è un aeromobile militare da caccia dove "F" sta per fighter (combattente) ed il numero è un "serial number" che la Lockheed dà alle sue produzioni militari con ordine sequenziale. **Il suo peso massimo al decollo è di 12.000 Kg**, è un aereo terrestre ed è spinto da un turbogetto con post-combustione.

Modello	desig. ICAO	Cat.Turb.Scia.	classificazione
CL 415	CL4T	M	A 2 T



Il Bombardier CL 2/415, non è altro che il famoso “Canadair”, aereo antincendio usato dalla Protezione Civile. **Il suo peso massimo al decollo e di 20.000 kg** ( anche se il peso massimo di decollo dalla superficie dell’acqua dopo il carico arriva fino a 21.300 Kg), è un aereo anfibia ed è spinto, nella versione CL 415, da due motori turboelica, gli stessi dell'ATR 42 (la fotografia ritrae il CL 415).

Modello	desig. ICAO	Cat.Turb.Scia.	classificazione
B-52 Stratofortress	B52	H	L 8 J



Il Boeing mod.52, ovvero il famoso bombardiere strategico statunitense ( la B della sigla non sta per Boeing ma per Bomber vale a dire bombardiere), ha un **peso massimo al decollo di 221.350 Kg**, è un aereo terrestre ed è spinto da ben 8 turboreattori.



Modello	desig. ICAO	Cat.Turb.Scia.	classificazione
Airbus 380-800	A388	J	L4 J



L'Airbus 380 è attualmente il più grande aeromobile per trasporto civile più grande del mondo. Può arrivare a trasportare fino a 600 PAX. Il suo peso massimo al decollo è di 560.000 Kg.

Modello	desig. ICAO	Cat.Turb.Scia.	classificazione
Boeing/Vertol CH47	H47	-	H 2 T



Il CH 47, meglio conosciuto come “Chinook”, è un elicottero pesante da trasporto a due rotori. E' un modello molto famoso, pur essendo in dotazione alle Forze Armate di moltissimi paesi del mondo, viene anche impiegato da compagnie aeree per trasporti civili. **Il suo peso massimo al decollo è di 24.500 Kg** ed è spinto da due turbine.





## Cap. 2

### LA SUDDIVISIONE ICAO DEGLI AA/MM IN BASE ALLE VELOCITA' PER L'EFFETTUAZIONE DELLE PROCEDURE STRUMENTALI

La necessità di avere una suddivisione degli aeromobili per categorie in funzione delle differenti prestazioni di questi ultimi, con conseguenze dirette nell'effettuazione delle procedure strumentali, risiede nel fatto che dette procedure una volta stabilite, disegnate, sperimentate, pubblicate ed infine divulgate da parte di personale specializzato fornito dagli stati membri dell'ICAO, devono poter essere "volate" in sicurezza dai piloti giacché, la sicurezza del volo è il loro obiettivo primario.

Per questo, tutte le procedure pubblicate, oltre a tenere conto dei percorsi ottimali, vengono "protette".

Questa protezione si ottiene garantendo nello sviluppo verticale e longitudinale del percorso procedurale, un'adeguata separazione dagli ostacoli sul terreno e/o da altri percorsi procedurali presenti nelle vicinanze attraverso spazi protetti che "avvolgono" le traiettorie e che tengono presenti un elevato numero di fattori tecnici ed umani (gli aeromobili non sono vincolati a dei binari) che potrebbero causare delle deviazioni, anche significative, da dette traiettorie e dai profili di discesa nominali seppure, le procedure pubblicate, sono seguite diligentemente dai piloti.

Il parametro di prestazione più rilevante è certamente la velocità, che ha un'influenza diretta sul volume di spazio e sul campo visivo necessari per eseguire in sicurezza le manovre associate ad una procedura. Durante queste manovre, il pilota deve mantenere la velocità dell'aeromobile entro dei valori precisi e predefiniti, in ogni caso funzionali alle prestazioni dell'aeromobile, in modo di avere, così garantito, lo "spazio di protezione" su detto.

Per questo l'ICAO ha pubblicato una tabella che, tenendo conto di una serie di valori parametrici relativi a differenti tipologie d'aeromobili con differenti velocità, consente ai piloti di poter volare adeguatamente la stessa procedura con tutti gli aeromobili, in funzione delle loro prestazioni.

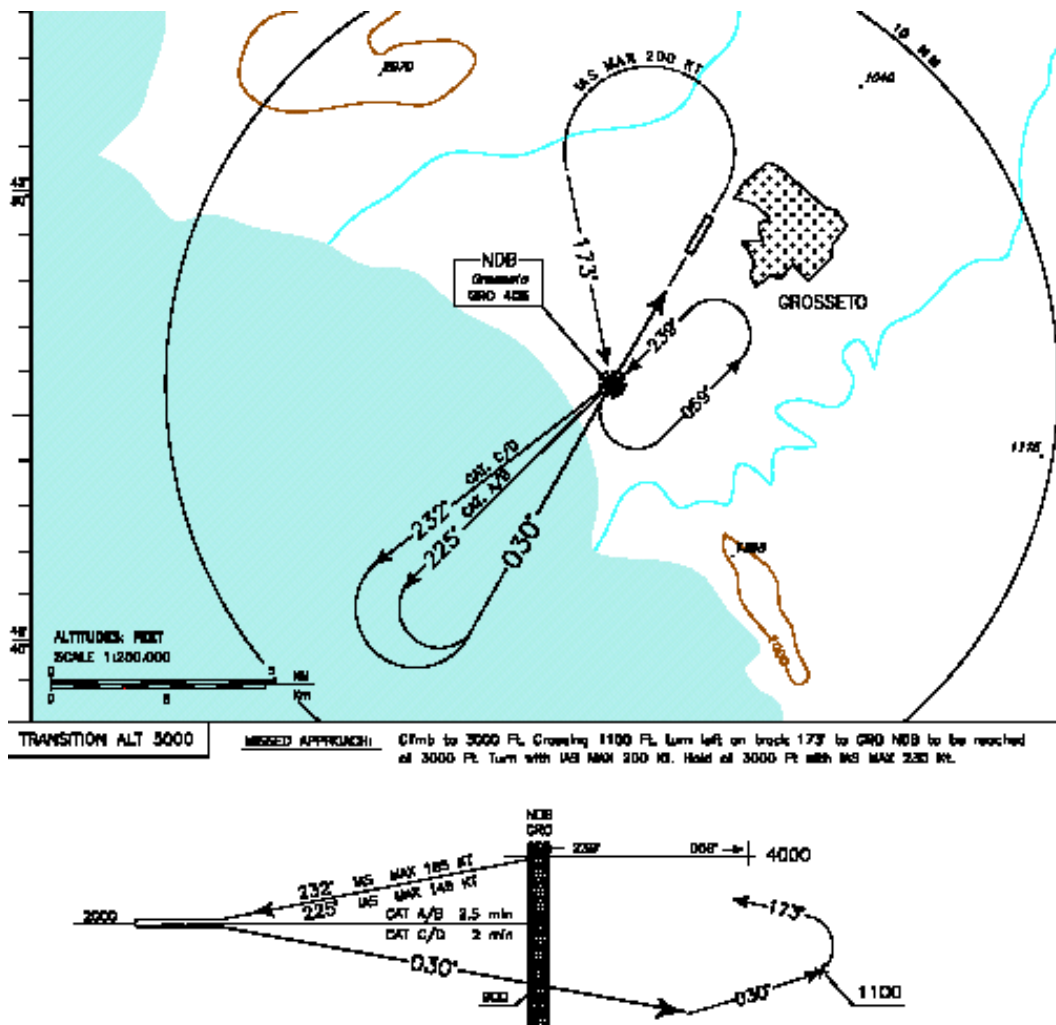
Su tutte le cartine di procedura, sono chiaramente indicati i percorsi protetti in funzione della categoria di velocità al quale può appartenere l'aeromobile in questione.



## TABELLA ICAO

Cat. AA/MM	Velocità A/M Vat* KIAS	Gamma delle velocità per l'avvicinamento (fase iniziale)	Gamma delle velocità per l'avvicinamento (fase finale)	Velocità max operazioni "a vista"	velocità mancato	max di avvicin.
					Fase inter-media	Fase finale
A	< 91 kts	90/150 (110**)	70 / 100	100	100	110
B	91/120	120/180(140**)	85 / 130	135	130	150
C	121/140	160 / 240	115 / 160	180	160	240
D	141/ 165	185 / 250	130 / 185	205	185	265
E	166/ 210	185 / 250	155 / 230	240	230	275

\*Velocità attravers. soglia pista Vat = 1,3 volte la V<sub>stall</sub> config. land  
 \*\* Velocità Max per le procedure di inversione e/o "a biscotto"



## Cap. 3

### INTRODUZIONE ALLE PRESTAZIONI DEGLI AEROMOBILI DI LINEA

In questo capitolo accenneremo a quelli che sono i parametri generali ai quali ci s'ispira per stabilire quali sono le caratteristiche "prestative" degli aeromobili, attraverso le quali, saranno stabiliti i parametri di prestazione, in pratica, i fattori indispensabili al fine di garantire la sicura operatività di qualsiasi mezzo aereo.

- Il pilota ai comandi è considerato in possesso di capacità di pilotaggio "medie";
- L'impiego del velivolo è limitato a condizioni più favorevoli di quelle limite che vengono accertate, nei limiti del possibile, durante i voli di collaudo;
- Nelle prestazioni, si considera la possibilità della piantata del motore critico in qualsiasi fase del volo;
- Non si prevede mai il verificarsi di due (o più) avarie contemporaneamente;
- L'impiego dell'aeromobile in condizioni di volo non previste è illegale ancorché pericoloso;
- Gli enti preposti al rilascio delle certificazioni, emanano una serie di norme, specificando i requisiti che deve possedere ogni cosa inerente l'aviazione privata e/o commerciale;
- Altri fattori che concorrono a determinare le prestazioni di un aeromobile sono quelli meteorologici come la quota di pressione, la temperatura, il vento, la lunghezza della pista, la sua massima pendenza ed anche il suo stato di contaminazione.

Inoltre è indispensabile ricordare che, come avviene per gli strumenti di volo a capsula, anche la progettazione e la costruzione delle superfici aerodinamiche ed il dimensionamento dei propulsori avviene basandosi sui valori ISA.

Per completare il discorso introduttivo sulle prestazioni degli aeromobili è indispensabile accennare al concetto di altitudine di densità o "density altitude", richiamando brevemente cosa s'intende quando si parla di densità.

*La densità dell'aria ( $\rho$  - rho dell'alfabeto greco)* è il parametro primario con il quale si confrontano le prestazioni dei velivoli.

$$\text{DENSITA}' = \frac{\text{MASSA (in Kg)}}{\text{VOLUME (in M}^3\text{)}}$$

La densità a **livello del mare** in area standard (ISA) ha un valore convenzionalmente stabilito pari al **100%**, che corrisponde a **1225 g per m<sup>3</sup>**

I due fattori che influenzano i valori di densità, sono: la **pressione** e la **temperatura**.

La densità è direttamente proporzionale alla variazione di pressione, mentre è inversamente proporzionale alla variazione di temperatura (all'aumentare della temperatura aumenta il volume della massa d'aria, all'interno della quale la densità deve necessariamente diminuire).

All'aumentare della quota anche la densità diminuisce, poiché diminuisce la pressione; da considerare però che con l'aumentare della quota anche la temperatura diminuisce, pertanto la densità in questo caso tende ad aumentare. Tale contrasto, tra diminuzione ed aumento della densità all'aumentare della quota ed al diminuire della temperatura, porta in ogni caso ad una **diminuzione della densità**, poiché la diminuzione della pressione prevale rispetto alla diminuzione della temperatura.

Questo fatto porta alla conseguenza che la distanza verticale del livello della tropopausa (punto caratterizzato da isoterma) dalla superficie terrestre, varia a seconda della temperatura (ai poli la tropopausa risulta "più bassa", rispetto a quella equatoriale). Un altro fattore importante che influisce sulla densità è **l'umidità dell'aria**: all'aumentare dell'umidità la densità diminuisce.

La coesistenza di situazioni quali: **alta temperatura, elevata umidità, notevole elevazione** delle superfici aeroportuali di decollo, causano rilevanti riduzioni nell'efficienza aerodinamica degli aeromobili, e nelle prestazioni dei propulsori.

1) Perché diminuendo la quantità d'ossigeno per unità di massa d'aria, si complica il procedimento dell'accensione del carburante;

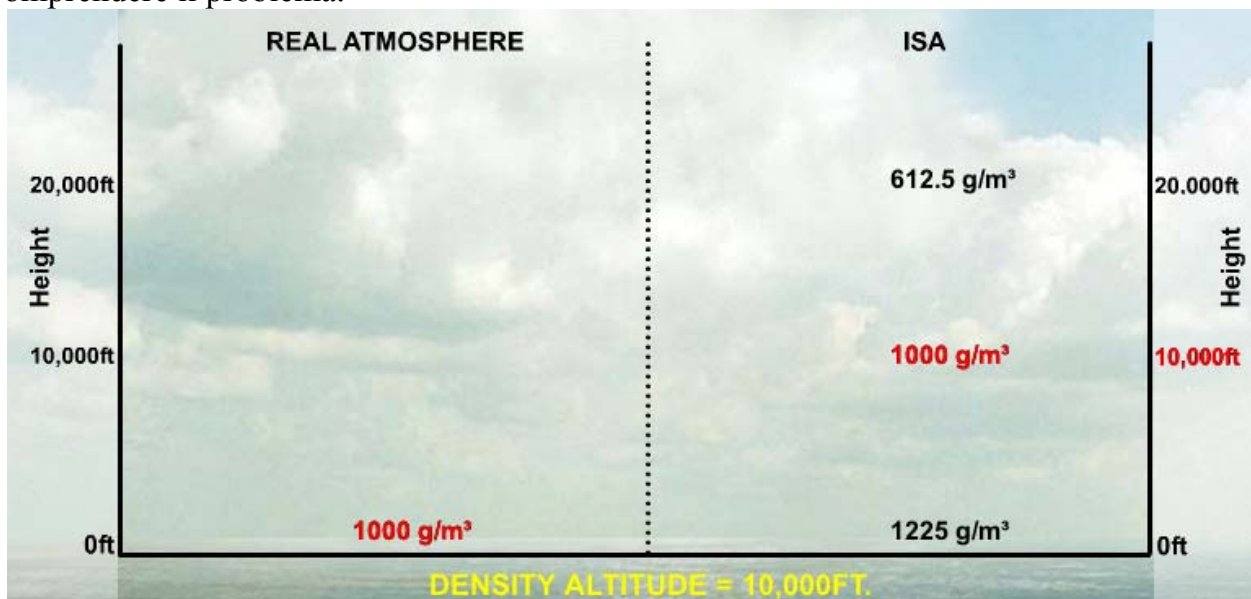
2) Perché si verifica un rallentamento della velocità di propagazione della "fiamma" a causa della massiccia presenza di vapore acqueo.

### **Meno densità, meno sicurezza!**

Per questo motivo è assolutamente indispensabile che i piloti conoscano l'altitudine di densità alla quale si trovano con i loro aeromobili.

**Per altitudine di densità** s'intende la quota alla quale, in ISA, si avrebbe la densità dell'aria pari a quella presente alla quota che si prende in esame.

Meglio di qualsiasi spiegazione è utile un esempio pratico allo scopo di meglio comprendere il problema.

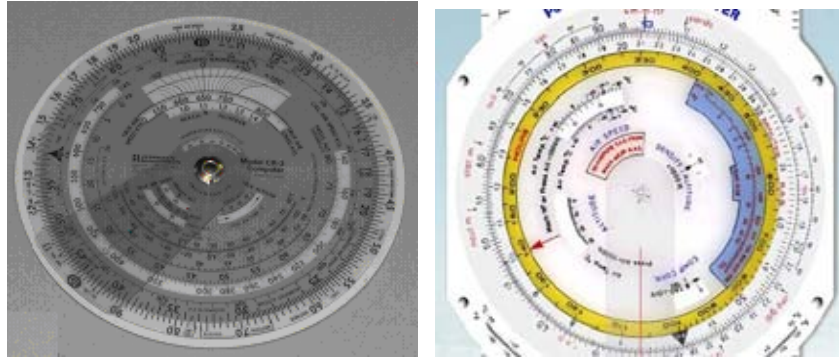


Non volendo considerare la possibilità che il parametro atmosferico della densità in esame sia uguale a quello standard (ISA, anche perché è una condizione che non si verifica quasi mai) e che quindi i parametri operativi del nostro aeromobile siano perfettamente in linea con quelli atmosferici, immaginiamo per assurdo che il valore di densità sia inferiore a quello ISA ( uguale a  $1225 \text{ Kg/ m}^3$  ) pur trovandoci al livello del mare e corrisponda a 1000 (ad esempio in caso di pressione inferiore a 1013. 2 hPa e temperatura molto al di sopra dei canonici  $15^\circ$  Celsius, senza dimenticare la percentuale di umidità dell'aria). A questo punto andiamo a verificare il valore di densità relativo a 1000 ma in ISA, scoprendo così che detto valore si trova ad una altitudine di 10.000 ft. In funzione di quanto detto il nostro aeromobile che ci accingiamo a pilotare e che non ci appare diverso dal solito, in realtà è molto cambiato, o meglio, le caratteristiche delle sue prestazioni sono molto cambiate. In poche parole è come se la pista, a causa della minor densità dell'aria, s'innalzasse di 10.000ft rispetto al livello del mare e la potenza disponibile dei motori si sia ridotta molto. A questo punto, disponendo di un aeromobile la cui quota di tangenza operativa (soprattutto per quanto riguarda le prestazioni del motore) sia prevista non superiore a 20.000ft, potremmo addirittura rischiare di non avere lunghezza di pista sufficiente per il decollo, senza parlare della quota di volo che poi dovremmo raggiungere e mantenere, con le prestazioni dimezzate.



Quanto detto si complica terribilmente nel caso in cui si operi da aerodromi che si trovano a quote elevate. Esistono due modi per compiere il calcolo dell'altitudine di densità. Il primo, attraverso l'uso del regolo aeronautico e per far ciò, basta conoscere la temperatura esterna, e l'altitudine letta sull'altimetro che deve essere regolato sul QNE (1013. 2 hPa).





Due tipi diversi di regolo calcolatore aeronautico

Il secondo, molto più approssimato, consiste nel sommare all'elevazione dell'aeroporto, 30ft ogni hPa in meno di differenza dallo standard relativo a quella quota e 100ft per ogni grado Celsius in più del valore standard relativo a quella quota. Meglio, comunque, usare il regolo.



Osserviamo ora, un esempio di tabella prestativa riguardante le differenze di performance di un aeromobile in relazione all'aumentare dell'altitudine di densità, per quanto riguarda la corsa di decollo ed il rateo di salita.

<b>TAKEOFF RUN AND RATE OF CLIMB TABLE</b>														
Under the Density Altitude, read across to the figure below the sea level takeoff run or rate of climb.														
Density Altitude	Takeoff Run at Sea Level to Clear a 50-Foot Obstacle							Rate of Climb at Sea Level in Feet per Minute						
	800	1000	1200	1400	1600	1800	2000	300	400	500	600	800	1000	1200
1000	888	1110	1332	1554	1776	1998	2220	270	360	450	540	720	900	1080
1500	936	1170	1404	1638	1872	2106	2340	258	344	430	516	688	860	1032
2000	984	1230	1476	1722	1960	2214	2460	243	374	405	486	648	810	972
2500	1040	1300	1560	1820	2080	2340	2600	228	304	380	456	608	760	912
3000	1096	1370	1644	1918	2192	2466	2740	216	288	360	432	576	720	864
3500	1152	1440	1728	2016	2304	2592	2880	204	272	340	400	544	600	816
4000	1216	1520	1824	2126	2432	2736	3040	189	252	315	378	506	630	756
4500	1200	1610	1932	2254	2576	2898	3220	177	236	295	354	472	580	700
5000	1360	1700	2040	2380	2720	3060	3400	165	220	275	330	440	550	660
5500	1440	1800	2160	2520	2880	3240	3600	153	204	255	306	408	510	612
6000	1528	1910	2292	2674	3050	3438	3820	141	188	235	282	376	470	564
6500	1632	2040	2448	2856	3264	3672	4080	132	176	220	264	352	440	528
7000	1736	2170	2604	3098	3472	3996	4340	120	160	200	240	320	400	480
7500	1848	2310	2772	3236	3696	4158	4620	111	148	185	222	296	370	444
8000	1960	2450	2940	3430	3920	4410	4900	102	136	170	204	272	340	400
8500	2096	2620	3144	3668	4192	4716	5240	93	124	155	186	248	310	372
9000	2256	2820	3384	3948	4512	5076	5660	84	112	140	168	224	300	336
9500	2448	3080	3672	4284	4896	5500	6120	78	104	130	156	208	260	312
10000	2680	3350	4020	4690	5360	6030	6700	69	92	115	128	184	230	276

Dopo aver analizzato i riferimenti di base per stabilire l'impiego operativo dell'aeromobile, vediamo un po' più dettagliatamente quali sono gli elementi fondamentali per la certificazione e la trascrizione legale delle prestazioni.

### 1. La pista

- Il calcolo delle velocità di decollo  $V_1$ ,  $V_r$ ,  $V_2$ ;
- L'individuazione delle distanze d'accelerazione decollo (con tutti i motori operativi), l'accelerazione di decollo l'accelerazione arresto (un motore inoperativo);
- Il calcolo della lunghezza di pista minima necessaria per il decollo.

### 2. La traiettoria di decollo e i gradienti minimi di salita

- Suddivisione della traiettoria di decollo in segmenti e rispetto dei gradienti minimi di salita previsti.

### 3. Gli ostacoli

- L'individuazione della traiettoria reale e netta;
- La determinazione della linea d'involuppo degli ostacoli;
- La verifica della separazione minima di 35ft dalla traiettoria netta di sorvolo ostacoli.



## Le velocità di decollo:

**V1:** “La velocità critica d’avarìa al propulsore espressa in termini di velocità calibrata CAS, ovvero la IAS corretta dall’errore dello strumento e di postazione. Non deve essere inferiore alla minima velocità di controllo a terra e deve consentire, in caso di spegnimento improvviso di un motore durante la corsa di decollo, sia di interromperlo (se l’inconveniente si manifesta prima del raggiungimento della V1) che di proseguirlo in sicurezza( se l’avarìa è successiva).

*Per questo la V1 è anche nota come velocità di decisione (go, no-go speed).*

**Vr:** “Indica al pilota il momento in cui iniziare la manovra di rotazione dell’aereo per dar seguito al distacco e all’inizio del volo attraverso il raggiungimento dell’assetto più idoneo che garantisca anche un’accelerazione costante al fine di raggiungere le migliori condizioni per effettuare le manovre successive.

*La Vr è nota con il nome di velocità di rotazione.*

**V2:** “Indica la velocità che corrisponde all’effettivo sorvolo dei 35ft di altezza sulla verticale del centro pista. Questa velocità deve consentire di percorrere, con un motore inoperativo, la prescritta pendenza della traiettoria di salita, mantenendo un certo margine di sicurezza tra la velocità dell’aeromobile e la velocità di stallo.

*La V2 è detta velocità di sicurezza al decollo.*

## Le distanze dichiarate di pista:

**TORA = Take-off Run Available** ovvero **corsa di decollo disponibile.**

La TORA è equivalente alla lunghezza di pista.

**TODA = Take-off Distance Available** ovvero **distanza di decollo disponibile.**

La TODA è uguale alla TORA più l’eventuale clearway.

**ASDA = Accelerate Stop Distance Available** ovvero **distanza accelerazione stop disponibile.**

L’ASDA è la distanza necessaria ad un aeromobile plurimotore, per accelerare fino alla velocità di decollo e fermarsi in caso d’avarìa ad un motore.

**LDA = Landing Distance Available** ovvero **distanza d’atterraggio disponibile.**

E’ la lunghezza della pista misurata dal pettine della soglia pista fino alla estremità opposta.

**SWY = Stopway:** Sono aree di terreno di forma rettangolare poste sui prolungamenti delle piste delle quali mantengono la stessa consistenza bituminosa allo scopo di sostenere il peso di un aeromobile che abbia avuto la necessità di utilizzarla.

**CLWY = Clearway:** Sono aree di terreno ( o acqua) di forma rettangolare poste sul prolungamento delle piste e senza alcun tipo di ostacolo verticale allo scopo di salvaguardare la salita iniziale dopo il decollo e poste sotto la giurisdizione dell’autorità aeroportuale.



Distanza accelerazione arresto ovvero: La distanza per accelerare fino alla V1 con tutti i motori operativi, alla spinta di decollo quindi arrestare completamente l'aereo con i mezzi consentiti;

Distanza accelerazione decollo con un motore inoperativo ovvero: La distanza necessaria per raggiungere 35ft di quota con la V2 e con il motore critico in avaria alla V1;

Distanza accelerazione decollo con tutti i motori operativi ovvero: La distanza necessaria per raggiungere 35ft di quota con la V2 e con tutti i motori operativi maggiorata del 15%.

### **Il calcolo della lunghezza di pista minima necessaria per il decollo:**

La lunghezza di pista che l'aereo deve avere davanti a se per il decollo, deve essere, in base alle attuali norme, almeno uguale alla maggiore delle tre precedenti distanze.

Alla determinazione di queste distanze concorrono: Il peso, che tratteremo subito dopo; l'elevazione e/o la pendenza della pista; il vento e le condizioni della superficie della pista; la configurazione di decollo dell'aeromobile.

### **Il peso dell'aeromobile:**

Il peso dell'aeromobile è il parametro più flessibile tra tutti poiché l'intera problematica delle prestazioni si può ricondurre alla determinazione di un peso massimo con il quale si può decollare da una data pista o meglio adattare alle caratteristiche delle varie piste il peso ottimale per poter operare in sicurezza.

Il suo computo totale è espresso come MTOW (maximum Take Off weight) e scaturisce dall'osservanza delle norme e delle limitazioni a cui l'aeromobile è assoggettato.

Il "parametro peso" terrà conto, riassumendole, di tutte le problematiche implicate nelle fasi del volo, soprattutto durante il decollo.

E' comunque opportuno associare al MTOW un altro peso definito PAY LOAD (carico pagante) il quale, sarà tanto maggiore quanto il MTOW sarà elevato.

Infine accenniamo anche al MLW (maximum landing weight) ovvero il peso massimo all'atterraggio che generalmente è inferiore al MTOW se non altro per la differente mole di sollecitazioni strutturali alle quali è sottoposto un aeromobile in atterraggio.



Si hanno principalmente tre tipi di peso:

- **BASIC EMPTY WEIGHT** = Peso Base Operativo.  
Peso a vuoto dell'A/M compresi gli equipaggiamenti normali e d'emergenza, generi di conforto per i passeggeri, pasti e il peso dell'equipaggio. In sostanza è il peso dell'A/M privo di carburante e del carico commerciale.
- **PESO MASSIMO A ZERO FUEL.**  
E' il peso massimo oltre il quale è possibile imbarcare esclusivamente carburante nei serbatoi alari.
- **MASSIMO CARICO PAGANTE.**  
E' la differenza tra il peso base operativo e quello a ZERO fuel. Esso è soggetto alle seguenti limitazioni:
  1. Limitazioni strutturali;
  2. Limitazioni determinate dal *peso massimo al decollo* e dal quantitativo di carburante necessario per il volo;
  3. Limitazioni dovute al *peso massimo all'atterraggio* ed al carburante di riserva.

I differenziali di peso tra MTOW e MLW sono dati dal consumo del carburante infatti per calcolare il valore del massimo carico commerciale imbarcabile si considerano i seguenti casi:

1.  $MTOW - CARBURANTE\ TOTALE = \text{Peso max "zero fuel" per il decollo}$
2.  $MLW - CARBURANTE\ DI\ RISERVA = \text{Peso max "zero fuel" per l'atterraggio.}$
3.  $\text{Peso max strutturale a "zero fuel"}$ .

Dai quali il valore del minore dei tre, sottratto al **peso base operativo, (peso a vuoto)** risulta essere il Massimo Carico Commerciale Imbarcabile.

Dal caricamento di "questo peso e dalla sua distribuzione a bordo, il centraggio, dipendono l'entità delle sollecitazioni strutturali, la posizione del centro di gravità e la stabilità del volo con le manovre connesse. ogni singolo modello d'aeromobile stabilisce quanto detto seguendo dei sistemi grafici o computerizzati.

L'aeromobile per le sue caratteristiche di stabilità e manovrabilità è soggetto a limitazioni dell'escursione della posizione del baricentro rispetto ad uno qualunque dei tre assi, vengono perciò stabiliti dei limiti di escursione del baricentro lungo gli assi longitudinale e trasversale (% della corda alare media).

Le posizioni consentite vengono riportate sui diagrammi (balance chart) aventi per coordinate i pesi e le percentuali di corda in cui si può facilmente individuare l'area di centraggio ottimale. La non ottemperanza a quest'operazione pre-volo e l'impiego dell'aeromobile con il baricentro fuori del campo consentito, oltre che invalidare il certificato di navigabilità, può inficiare, anche gravemente, le prestazioni di manovrabilità e di stabilità dell'aeromobile.

Vediamo ora cosa si considera e come si procede per eseguire il centraggio del peso. Per il calcolo del centraggio bisogna prendere in considerazione i seguenti elementi:

- Il peso base operativo ed il relativo momento;
- Il carico pagante e l'effetto della sua dislocazione, nei diversi comparti dell'aereo con i relativi pesi e momenti;
- Il peso del carburante nei serbatoi alari ed il relativo momento;
- I limiti d'escursione del baricentro lungo l'asse longitudinale ammessi dalla certificazione.

Per eseguire e controllare il centraggio si procede, attraverso moduli prestampati, al calcolo dei vari pesi e momenti che, riportati su apposito grafico (center of gravity limits envelope graph), indicano il se il peso e la posizione del centro di gravità sono entro i limiti approvati.

A causa di un errato caricamento e centraggio, oltre che alle conseguenze in volo (anche gravi soprattutto in decollo), potrebbero aversene anche a terra così come dimostrano le immagini seguenti.



Errata operazione di scarico



Decollo interrotto, per errato bilanciamento del carico in fase d'imbarco, durante l'inizio manovra (spinta massima dei motori) con conseguente sbilanciamento dell'aeromobile.



## Cap. 4

### LE FASI DEL VOLO

A questo punto e fatte salve le nozioni acquisite fin qui, non ci resta che riassumere le varie fasi che compongono la missione di volo di un qualsiasi aeromobile commerciale allo scopo di completare e, se necessario, meglio comprendere, le implicazioni operative che possono riflettersi sul lavoro del Controllore del traffico.

#### **IL DECOLLO:**

La manovra di decollo di un moderno aeromobile commerciale può essere divisa in due fasi:



1. La corsa di decollo, che comprende la corsa sulla pista ed il primo tratto di volo che termina alla quota di 35 ft sulla verticale della “center-line” di pista o del suo prolungamento.
2. La traiettoria di decollo, che inizia al termine della fase precedente e finisce alla quota alla quale l’aeromobile assume la configurazione di crociera (in genere 1500/2500ft QFE).





Il pilota è tenuto nonché obbligato, a rispettare le norme che impongono valori di velocità (minime o massime), le configurazioni dell'aeromobile, le pendenze delle traiettorie, i margini di sicurezza su eventuali ostacoli presenti sulla zona da sorvolare.



E' indispensabile ricordare che le prestazioni che devono essere garantite durante la manovra di decollo sono quelle relative alla manovra effettuata con un motore inoperativo. Al fine di garantire la sicurezza e in funzione del calcolo del peso massimo del velivolo accettabile per il decollo sono presi in considerazione i seguenti dati:

- La lunghezza della pista disponibile e le condizioni della sua superficie compresa la presenza o meno, di contaminazione causata da acqua, neve, sabbia, ecc;  
**(MTOW aumenta con la lunghezza della pista)**
- Ostacoli lungo la traiettoria di decollo;
- La percentuale della pendenza della pista nella direzione di decollo;  
**(MTOW diminuisce con pendenze positive)**
- La provenienza e l'intensità del vento per il quale è prevista generalmente una componente massima in coda di 10 kts ed al traverso variabile tra i 30 ed i 5 kts in funzione dello stato di contaminazione della pista e della percentuale relativa all'efficacia dell'azione frenante;  
**(MTOW aumenta con vento frontale)**

- La temperatura dell'aria e da questa, in funzione dell'elevazione della pista e del rapporto della temperatura stessa con il valore di pressione atmosferica, la densità dell'atmosfera. Un parametro determinante le prestazioni aerodinamiche ed il rendimento propulsivo. Questo ultimo punto ad esempio può determinare la scelta della migliore angolazione di flaps necessaria e sufficiente per il decollo. La massima possibile potrebbe essere scelta in presenza di una pista corta con il rendimento propulsivo ottimale favorito da temperature non elevate e con una bassa percentuale d'umidità. Al contrario, in caso di pista "in quota" con un'alta temperatura e umidità, cioè un margine ridotto tra potenza necessaria per il decollo e potenza disponibile, l'angolazione dei flaps sarebbe minima;  
**(MTOW diminuisce con l'aumento della temperatura e con l'aumento dell'elevazione ma aumenta con la pressione)**
- Fenomeni meteorologici particolari.

Di conseguenza vediamo ora le effettive limitazioni di peso massimo al decollo.



Il peso massimo al decollo deve essere al massimo, uguale al minore dei seguenti pesi:

- Il peso massimo consentito dalla lunghezza di pista disponibile ovvero, PTOW F (Performance Take-off Weight field limited);
- Il Massimo peso consentito dai gradienti minimi richiesti nelle varie fasi della traiettoria di decollo;
- Il massimo peso con il quale è possibile sorvolare gli ostacoli lungo la traiettoria di decollo rispettando il margine prescritto dei 35Ft;
- Il massimo peso per il quale le velocità caratteristiche del decollo ( $V_1$ ,  $V_r$ ,  $V_2$ ) soddisfano le percentuali richieste sulle velocità minime di controllo a terra ( $V_{mcg}$ ) ed in volo ( $V_{mca}$ ), sulla velocità limite per la capacità di assorbimento dell'energia da parte del sistema frenante ( $V_{mbe}$ ) e sulla velocità massima di rotolamento dei pneumatici ( $V_{mts}$ );
- Il massimo peso strutturale di decollo (MTOW).

Accenniamo ora brevemente ai criteri previsti per stabilire la lunghezza della pista della quale necessita, per il decollo, un moderno aeromobile commerciale anche in funzione del suo peso. La lunghezza della pista deve risultare almeno uguale alla maggiore delle seguenti distanze:

1. Distanza necessaria per raggiungere 35 ft d'altezza ad una velocità non inferiore alla  $V_2$ , con un motore (o il motore critico) in avaria alla  $V_1$ ;
2. Distanza necessaria, per accelerare fino alla  $V_1$  con tutti i motori alla spinta di decollo ed arrestare quindi l'aeromobile con i mezzi consentiti;
3. Distanza necessaria per raggiungere 35 ft d'altezza ad una velocità non inferiore alla  $V_2$  con tutti i motori operativi maggiorata del 15%.

Detto ciò si deve pensare che subito dopo il decollo, i pericoli più grandi con un motore in avaria, derivano dalla vicinanza della velocità di stallo e dal suo possibile raggiungimento e comunque dalla difficoltà di controllare l'eventuale imbardata causata dall'asimmetria della spinta che come conseguenza successiva ed immediata potrebbe avere l'inizializzazione di un pericoloso movimento di rollio che potrebbe causare un ulteriore aumento della velocità di stallo. Di contro le statistiche sulle avarie in decollo e le relative conseguenze sull'aereo e sui suoi occupanti dimostrano che, per quanto la pista disponibile sia sufficiente a consentire sia l'interruzione che la prosecuzione del decollo, si corrono maggiori rischi di danneggiare il velivolo con conseguenti danni agli occupanti quando s'interrompe la manovra che quando la si prosegue anche se con un motore inoperativo.

Un'altra situazione particolarmente pericolosa durante il decollo è quella relativa agli effetti causati dalla formazione di ghiaccio sull'aereo (il campo delle temperature di potenziale pericolo va da  $0^\circ$  a  $-15^\circ$  C). La formazione di ghiaccio sulle superfici aerodinamiche e non, o la presenza di strati di brina, che al primo accenno di diminuzione della temperatura (a corsa di decollo avanzata), possono inaspettatamente solidificarsi molto pericolosamente e rendersi palesi solo quando l'aeromobile, raggiunta la  $V_r$ , manifesta l'incapacità d'alzarsi, deteriora le sue prestazioni e caratteristiche aerodinamiche, altera i contorni aerodinamici dei profili alari ed influenza la natura dello strato limite, aumenta il peso ed i valori di resistenza all'avanzamento. Tutto ciò significa che per portare a termine il decollo diventa necessaria una maggior disponibilità di potenza (non sempre reperibile) legata ad una  $V_r$  superiore e quindi, una  $V_{stall}$  ed uno spazio di pista, maggiori.

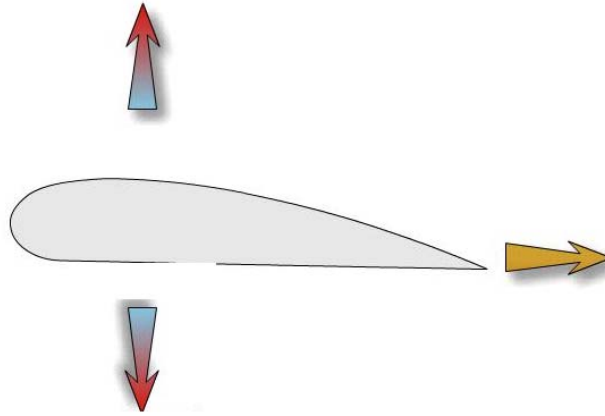
I problemi relativi alla formazione di ghiaccio, purtroppo non si limitano alla prima fase del decollo ma possono ripresentarsi anche durante la salita iniziale, l'avvicinamento finale e l'atterraggio.

Il maggior peso e la maggiore resistenza all'avanzamento causati dal ghiaccio influiscono sul campo delle incidenze aerodinamiche che devono essere maggiori per riuscire a mantenere la velocità verticale necessaria per poter consentire il decollo secondo i profili di sicurezza previsti.

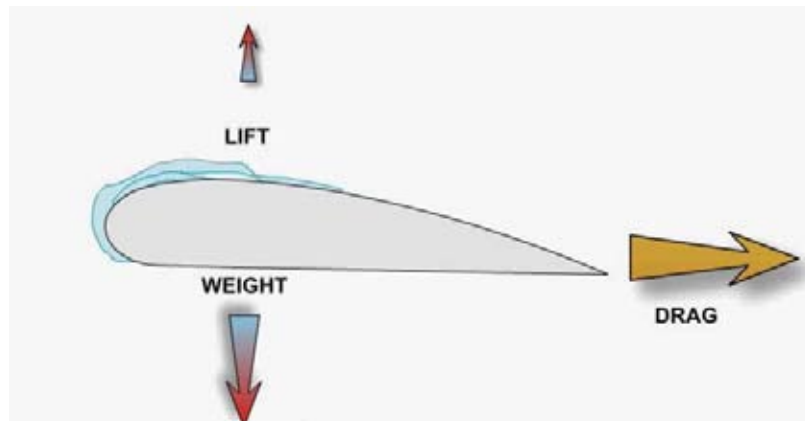
A tutto ciò va sommato il fattore, conseguente all'aumento d'incidenza, della riduzione della "IAS/TAS" che si avvicina troppo alla  $V_s$ .



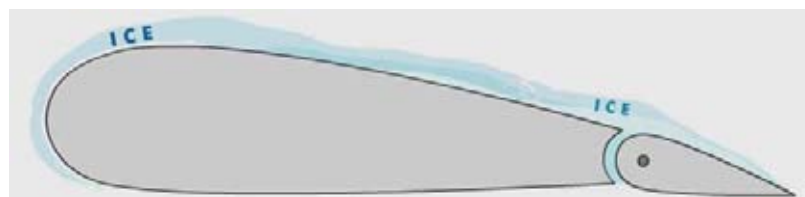
Tutto questo ha delle conseguenze anche nelle fasi di avvicinamento finale, d'atterraggio e/o d'eventuale riattaccata dove la velocità è minima (il margine tra la velocità d'avvicinamento finale e la  $V_s$  è ridotto al minimo con scarsissimo margine di quota) e le incidenze alte per consentire le quali, si utilizzano gli ipersostentatori che, come noto, aumentano molto anche la resistenza. In queste fasi del volo un piccolo aumento di peso e di resistenza si ripercuoterebbe immediatamente sull'efficienza dell'aeromobile. Rimane importante, come già detto nella descrizione dell'impianto antighiaccio, l'intervento del CTA nel monitoraggio della situazione meteo per quanto di sua competenza.



**NO ICE**



**ICE**



**Interessamento delle superfici mobili di governo.**



In fine accenniamo brevemente alla manovra di decollo effettuata con ***procedura anti-rumore*** ( vedasi: **Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation: Environmental Protection. Volume I - Aircraft Noise**), il cui scopo è quello di limitare l'inquinamento acustico percettibile al suolo allorquando la direzione di decollo impone il sorvolo di significativi centri abitati, potrebbe non essere applicata in condizioni meteo avverse e/o per ragioni di sicurezza.

La procedura antirumore (noise abatement take-off RAC 1-85/19 AIP Italia) consiste nell'effettuazione della salita iniziale con una velocità minima ( $V_2+10/20$  IAS) e nel ritardare il passaggio dell'aeromobile, alla configurazione di crociera ad una quota superiore (3000/3500ft QFE). Tutto ciò porta ad una riduzione della velocità anemometria con un aumento del rateo di salita per consentire il raggiungimento di una quota accettabile, sufficiente a ridurre il rumore che si propaga al suolo. Tale procedura decade in caso d'avaria.

**OPERAZIONI DI VOLO SU PISTE CONTAMINATE E/O IN PRESENZA DI CONDIZIONI METEO AVVERSE:**



La velocità combinata con i notevoli pesi dei moderni aeromobili di linea rispetto ai loro precursori, anche ad elica, comunque veloci ma senz'altro più leggeri, ha evidenziato dei fenomeni pericolosi associati con le operazioni su piste bagnate (WET) o coperte da residui di neve in poltiglia (SLUSH se bagnata, SNOW se "asciutta"), che in passato non erano stati considerati. Questi fenomeni si possono ripercuotere negativamente sulle prestazioni e provocano essenzialmente:

1. Perdita d'aderenza dei pneumatici, particolarmente pericolosa durante gli atterraggi o in caso d'interruzione della corsa di decollo per quanto riguarda gli effetti della frenata e del controllo direzionale;
2. Deciso e pericoloso aumento della resistenza al rotolamento del pneumatico durante la corsa di decollo;
3. "FLAME-OUT" parziale o totale dei motori per ingestione di acqua o slush, evento pericolosissimo nelle fasi di decollo ed atterraggio.

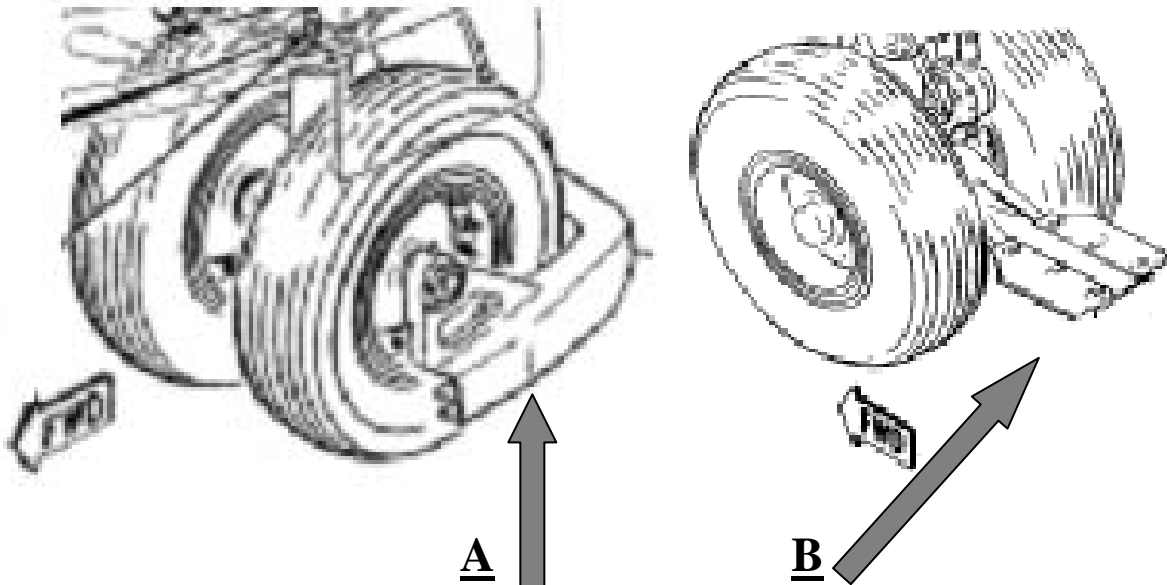
Vediamo ora, per ogni singolo punto su detto, quali sono questi fenomeni.

**Punto 1:**

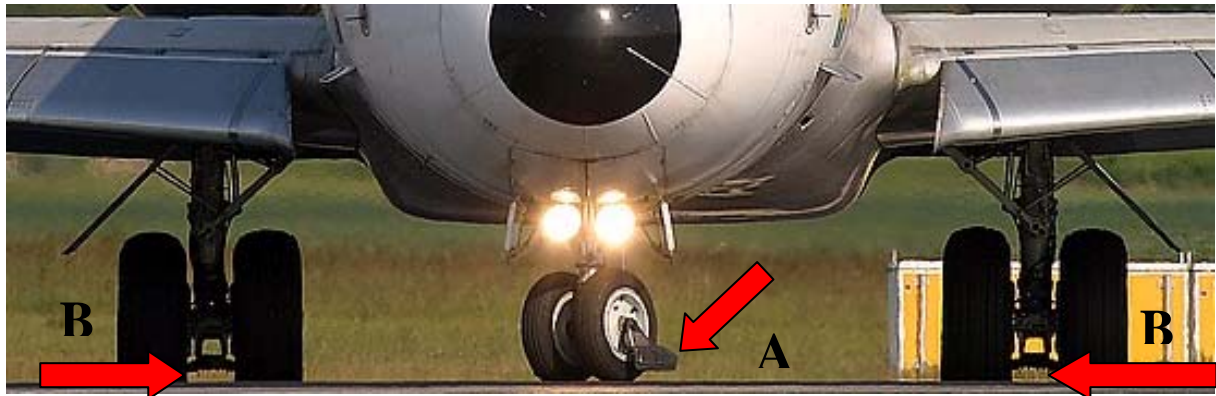
- **AQUAPLANING DINAMICO:** Il manifestarsi di tale fenomeno dipende dallo spessore del fluido presente sulla superficie di contatto e dalla velocità con cui avviene l'impatto con il pneumatico. Maggiore è la velocità di contatto della ruota con la superficie liquida, maggiore sarà la pressione che quest'ultima opporrà all'"affondamento" del carrello attraverso il suo strato, fino al contatto con la pista, in poche parole questa pressione aumenta fino a superare i valori di pressione generati dal carico del pneumatico, sollevando di fatto quest'ultimo. Questo fenomeno causa la totale perdita d'aderenza con la superficie della pista compromettendo la controllabilità direzionale ed impedendo, di fatto, il controllo della frenata. Le conseguenze sono facilmente immaginabili. Su alcuni aeromobili si è cercato di mitigare gli effetti del sollevamento del liquido presente sulla pista attraverso l'installazione di appositi paraspruzzi montati sulla gamba del carrello anteriore, come evidenziato nel disegno sottostante la fotografia.







Sistema “paraspruzzi” su carrello anteriore e carrello principale per A/M MD80



- **AQUAPLANING VISCOSO:** A differenza di quello dinamico, questo tipo di aquaplaning si verifica in caso di piste molto lisce con scarso coefficiente d’attrito, o rese tali dalla presenza di residui di gomma conseguenza delle frenate dopo gli atterraggi, oppure combinato a ciò la presenza di un sottile strato di fluido che combinato con la levigatezza della superficie dura può generare un effetto di scivolamento (effetto ghiaccio) come avviene del resto quando si subisce il bloccaggio della ruota.





**NOTA OPERATIVA PER IL CTA:** *La difficoltà di controllo laterale in caso di scarsa aderenza dei pneumatici (AQUAPLANING) risulta più evidente e pericolosa in presenza di una componente laterale del vento durante l'atterraggio. A causa delle forze aerodinamiche in gioco l'aeromobile tende sempre più a portare il muso "contro vento" in coincidenza della diminuzione di velocità. Dal momento che in queste situazioni, la sua controllabilità dipende soprattutto dall'efficienza del timone di direzione, quest'ultimo diventa inefficiente al di sotto di una determinata velocità alla quale però, se l'aereo è ingovernabile, la forza cinetica che lo muove rimane ancora molto elevata. Allo scopo di ridurre questa eventualità e quella del possibile bloccaggio dei pneumatici, i piloti tenderanno al mantenimento di una velocità elevata e aumenteranno, in funzione della pista disponibile, la corsa d'arresto alleggerendo l'utilizzo dell'impianto frenante ed evitando (se possibile) anche l'uso del "reverse". Da tutto ciò ne conseguirà un aumento dei tempi d'ingaggio e di liberazione della pista con una logica conseguenza sui decolli successivi e sul "landing rate".*

**Punto 2: AUMENTO DELLA RESISTENZA ALL'AVANZAMENTO:** Questa condizione è direttamente dipendente dalla resistenza d'attrito che incontrano i carrelli immersi nel fluido e dalla forza d'impatto causato dal fluido stesso sollevato dai carrelli durante l'accelerazione e proiettato sull'aeromobile che subisce così, un ulteriore ostacolo alla sua velocità d'avanzamento. La resistenza d'attrito è la forza che si oppone all'avanzamento ed è direttamente proporzionale allo spessore ed alla densità del fluido.

**Punto 3: ESTINZIONE DI FIAMMA NEI MOTORI (FLAME-OUT):** Il pericolo maggiore, derivante dal sollevamento di fluido, è costituito dal rischio di flame-out, dovuto all'ingestione di notevoli quantità di liquido da parte dell'apparato motopropulsore. Il sollevamento d'acqua o slush è causato dalla pressione che generano i carrelli d'atterraggio sulla pista ed in particolare, da quella del carrello anteriore che genera getti frontali e laterali (i più pericolosi, il cui effetto si tenta di ridurre attraverso il montaggio di "deflettori" sui mozzi delle ruote) che sono direttamente proporzionali all'aumento della velocità.



Non ostante la presenza dei paraspruzzi sui carrelli il motore è lo stesso interessato dall'acqua.

La pericolosità del flame-out è ovvia ma per gli stessi motivi d'ingestione si può verificare anche in volo alla presenza di quantità massicce di pioggia.



Un altro pericoloso fenomeno legato alle forti precipitazioni e quindi alla presenza di formazioni nuvolose a carattere cumuliforme, correlate con fenomeni temporaleschi caratterizzati anche da basse temperature è quello della **grandine**.

Il manifestarsi di questo particolare tipo di precipitazione, se pur prevedibile nelle sue condizioni ma non nella sua esatta localizzazione, è generalmente pericolosa quando investe un aeromobile in volo soprattutto perché, di solito, interessa velivoli che stanno “volando” fasi critiche (salita iniziale, avvicinamento e atterraggio).

Le conseguenze possono arrivare ad essere anche distruttive nei confronti di alcune parti della struttura dell'aeromobile (radome, parabrezza, bordi d'attacco) in quanto la massa ghiacciata dell'idrometeora combinata alla velocità dell'aereo, aumenta di molto il suo peso apparente. L'incontro “ravvicinato” con la grandine potrebbe provocare anche una emergenza che potrebbe complicarsi ulteriormente a causa delle avversità meteorologiche in atto e delle particolari condizioni di volo.





Effetti di una grandinata sul parabrezza di un Airbus



radome di un Tupolev 154





Effetti della grandine su un B737 in avvicinamento



Lockheed 1011 Tristar in avvicinamento



MD 80 in atterraggio

## LA SALITA:



E' la fase del volo che collega la fase di decollo a quella di crociera. Durante questa fase il pilota segue la SID assegnata o le istruzioni ATC in chiaro E/o in termini di vettoramento rispettando le MCA o MCL con un MOC  $\geq$  a 1000Ft.

Per quanto riguarda la salita di un aeromobile, possiamo affermare che n'esistono numerosi tipi. Essi sono funzionali alle caratteristiche aerodinamiche ed alle prestazioni propulsive nonché agli impieghi specifici delle varie macchine.

Per quanto riguarda l'impiego standard dell'aeromobile però, due sono le tecniche di salita più comuni anche se, come vedremo più avanti e per quanto riguarda gli aeromobili commerciali, è necessario fare un discorso a parte.

Tecnica della “**salita rapida**”: La salita rapida consente al velivolo di effettuare la salita appunto, con la massima velocità (massimo gradiente) che consente di raggiungere nel minor tempo possibile un determinato livello di volo (ratei intorno ai 1500/2500ft/min).

Tecnica della “**salita ripida**”: Questa tecnica corrisponde al massimo rateo ovvero massimo angolo di rampa e vale a dire il raggiungimento della quota prestabilita sviluppando il minor percorso al suolo (ratei superiori ai 2500ft/min fino ai 4/5000ft/min).

Queste due tecniche seppure interessanti dal punto di vista aerodinamico, vengono quasi sempre ignorate quando un pilota di un volo commerciale si trova a pianificare ed effettuare la sua salita operativa con un regime che mantiene la **maximum climb speed** e quindi la massima velocità raccomandata dal proprio manuale operativo. Rimane comunque aperta l'opzione per cui in caso di turbolenza la velocità verrà adeguata e di conseguenza aumentata alla **Vbo** cioè **turbulence penetration speed**. Negli attuali “liners” il tutto è in ogni caso gestito attraverso l'FMS.



Nella salita iniziale un aeromobile commerciale sviluppa la massima velocità possibile in funzione di una velocità variometrica accettabile e a regimi di motore che rimangono costanti in genere fino al livellamento. L'aeromobile continua a salire e con l'aumentare della quota, se la velocità anemometrica rimane costante, il rateo si ridurrà, quindi per mantenere un buon compromesso operativo senza penalizzare il rateo la velocità dovrà per forza diminuire. In ogni caso la velocità anemometrica (IAS) e di conseguenza, il rateo si ridurranno con l'aumentare della quota.

### **NOTA OPERATIVA PER IL CTA:**

**Il CTA deve considerare che le tecniche di salita rapida o ripida sono comunque adottate o adottabili in caso di necessità operative quali avarie parziali all'impianto propulsivo, presenza di ostacoli orografici vicini ed elevati (imposizioni dovute a SID), presenza di vento, condizioni meteo o in caso di esigenze ATC.**



Esempio d'assetto di salita rapida (max gradiente).



Esempio d'assetto di salita ripida (max rateo).

## LA CROCIERA:

La pianificazione della crociera è un momento delicato ed importante, anche perché in questa fase si sviluppa la maggior velocità anemometrica per la maggior parte della durata del volo.



Gli aeromobili commerciali impiegano principalmente due tipi di crociera, quella così detta ad “alta velocità” (high speed cruise) più “semplice” dal punto di vista pratico anche perché si esegue generalmente a velocità indicata / n° di Mach costante ed è quella più usata nei voli a breve e medio raggio, dove si va a ridurre al minimo il tempo di volo, oppure quella di massima autonomia detta “a lungo raggio”(long range cruise), la dove tutti i parametri di volo (ad esempio quota e velocità) variano continuamente, eccezion fatta per l’incidenza, in funzione del peso in diminuzione e la velocità e molto prossima a quella di massima autonomia oraria. Tale condizione può soddisfare la necessità di sfruttare al massimo la quantità di carburante imbarcato oppure di contenerne al minimo la quantità da imbarcare.

Un momento particolarmente importante nella pianificazione della crociera è rappresentato dalla scelta del livello di volo. Quest’operazione tiene conto di tutte le caratteristiche operative dell’aeromobile (per prima la quota di tangenza della macchina) e deve rappresentare il miglior compromesso tra queste e le condizioni ambientali previste lungo la rotta.

Anche qui si differenzia l’operazione in funzione della durata del volo, per il corto e breve raggio può essere considerato valido quanto detto per l’autonomia e cioè il raggiungimento di un FL ottimale, che verrà poi mantenuto per tutta la tratta di volo, mentre per i voli a lungo raggio la situazione si “complica” e si trasforma nella necessità di adeguare il più possibile il FL alle caratteristiche aerodinamiche dell’aeromobile rendendo necessaria l’effettuazione della così detta “salita a gradini di crociera” o step climb cruise cioè il continuo adeguamento della macchina alle migliori condizioni di volo possibili.

Per cercare di meglio comprendere la complessità della pianificazione per ricavare il profilo ideale di volo nel caso di voli a lungo raggio vediamo genericamente quali sono le caratteristiche operative di un moderno aeromobile commerciale.

- Con l'aumento della quota il rendimento dei propulsori aumenta e quindi il consumo orario di carburante diminuisce;
- Riducendosi il consumo orario, aumenta l'autonomia chilometrica a regime di crociera costante;
- I propulsori hanno comunque delle limitazioni operative e quindi l'aeromobile tanto più si alleggerisce tanto più potrà salire di quota;
- La diminuzione della temperatura dell'aria fa aumentare le prestazioni dell'aeromobile;
- Il vento aumenta d'intensità con l'aumentare della quota, fino alla tropopausa, influenzando la velocità al suolo.

Tutti questi fattori vengono ordinati e quanto più possibile codificati su apposite tabelle che vengono inserite nei manuali operativi degli aeromobili a disposizione del pilota che gli consentono di ottimizzare la scelta e la pianificazione del livello di volo.





**NOTA OPERATIVA PER IL CTA:** Il Controllore, intervenendo o dovendo intervenire sul FL pianificato o richiesto dal pilota o anche, sulla velocità (n°di Mach) mantenuta dall'aeromobile in rotta, deve assolutamente verificare la durata e lo sviluppo del volo, attraverso la consultazione accurata delle “strisce progresso volo” per evitare richieste o istruzioni che, solo apparentemente, potrebbero essere vantaggiose, senza dire penalizzanti, per l'aeromobile. Ovviamente fatti salvi i casi riguardanti esigenze di gestione ATC e di sicurezza.



## LA DISCESA:



Questa fase, che rappresenta la conclusione del volo, inizia dal livello di crociera e termina a 1500Ft sull'aeroporto di destinazione e, fatti salvi eventuali problemi d'autonomia, si effettua nel più breve tempo possibile. Si può affermare che una buona discesa favorisce un migliore avvicinamento ed un ottimo atterraggio.

In questa fase del volo ci sono tre elementi principali che incidono sulle prestazioni:

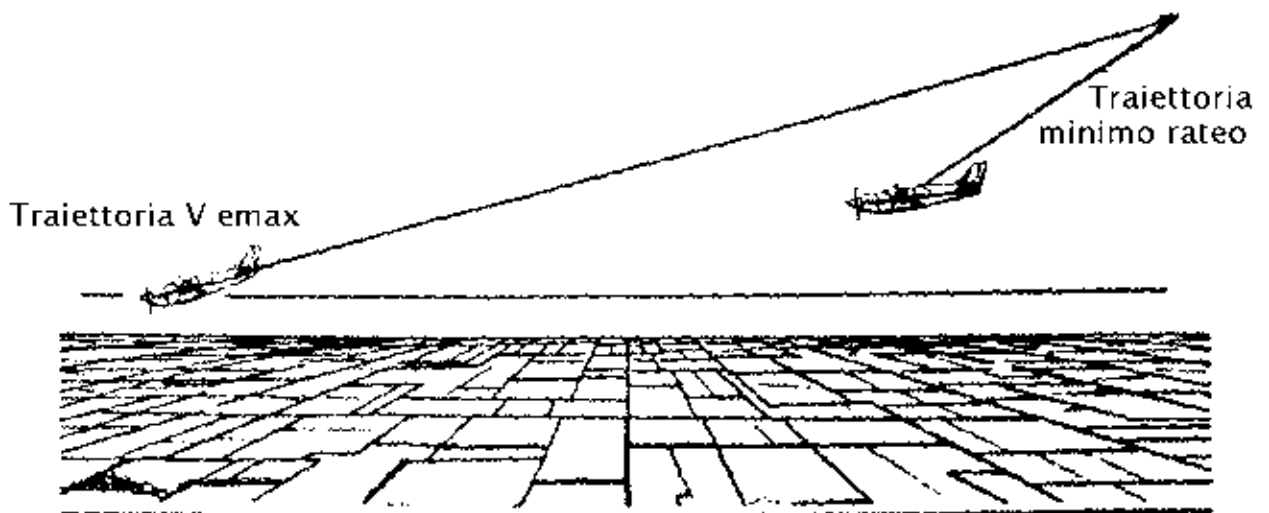
- Fattori A T C
- La velocità (IAS o MN)
- Il rateo di discesa (Ft/min)

Altri parametri che comunque si considerano sono:

- La pressurizzazione;
- La spinta ( con il funzionamento o meno di sistemi antighiaccio);
- La configurazione (flaps, slats, airbrakes, L.G.);
- FL;
- Il vento;
- La turbolenza;
- Le minime (MEL, MEA, OCL);
- Altri fenomeni meteorologici

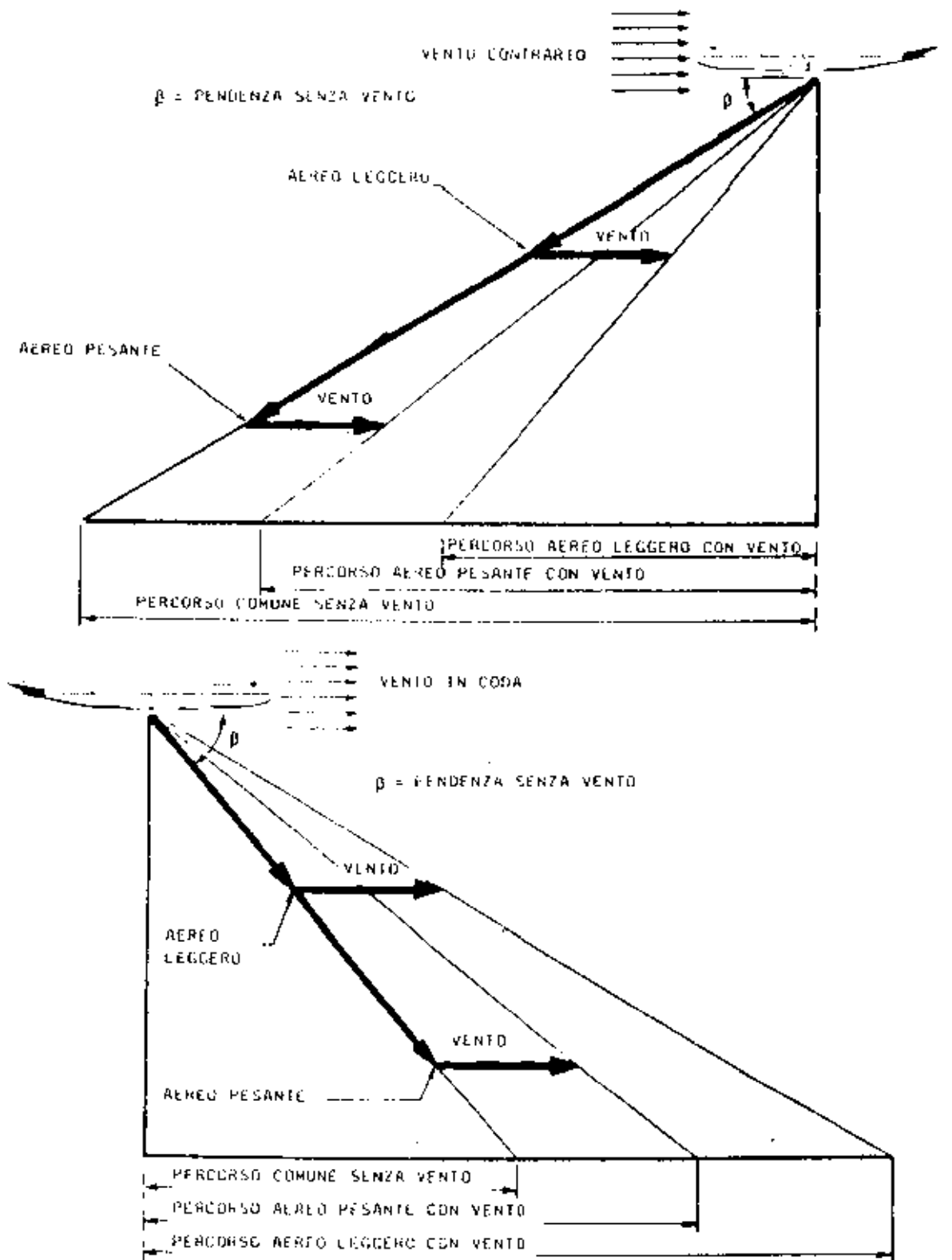


Genericamente esistono due tipi di tecniche di discesa: la prima detta veloce o “high speed descend”, mirata a contenere il tempo di volo (alla velocità di massima efficienza), la seconda detta lenta o “long range descend”, mirata a contenere il consumo di carburante (al minimo rateo).



E' superfluo spiegare di nuovo quando e perché si sceglie una tecnica di discesa piuttosto che l'altra ma è invece interessante sapere che molti aeromobili ad alte prestazioni mantengono, durante la discesa, una velocità (n°di Mach) superiore a quanto mantenuto in crociera.

Di solito il fattore temperatura è trascurato mentre invece si tiene conto del peso in presenza di vento che agisce sull'aeromobile e sulla distanza da percorrere al suolo a parità di angolo d'incidenza per mantenere la velocità di massima efficienza, come si può facilmente dedurre dalla rappresentazione grafica seguente.



Analizziamo ora, in breve, alcune tecniche di discesa che vengono applicate operativamente dai piloti.

**I° TIPO:** Considerando il variometro-cabina a 500Ft a scendere.

- Discesa a IAS relativamente bassa (210 Kts) o quella comunque prevista dal M.O. fino a 12 MN dal punto di contatto e che nella sua parte finale è considerata “procedura di discesa anti-rumore”;
- Regime motore appena compatibile con le necessità della pressurizzazione;
- Aeromobile in configurazione pulita.

**NOTA:** Per farsi un’idea del rateo mantenuto in questa situazione si può considerare la G.S. moltiplicarla per 5 e si ricava così il rateo approssimato.

**Es. GS 240X5=1200Ft/min.**

Tutto ciò rappresenta il miglior tipo di discesa dal punto di vista teorico in virtù del miglior rapporto **consumo/distanza** e si effettua quanto più possibile vicino all’incidenza di massima efficienza.

**INCONVENIENTI:**

1. Deve essere calcolato con precisione il punto d’inizio discesa (TOD Top of descend) per non dover percorrere poi, in caso d’errore, un tratto di volo livellato a bassa quota;
2. L’altitudine, qualora si debba compiere un’attesa o una diversione per l’aeroporto alternato, costituisce un capitale prezioso, con questo metodo di discesa, invece, si scende molto, relativamente alla distanza percorsa al suolo.
3. Il tempo di volo, con questa tecnica, si allunga in modo rilevante.

**II° TIPO:**

- IAS relativamente ridotta (in ogni caso maggiore di quella del I° tipo);
- Regime di motore minimo;
- Con l’utilizzo dei sistemi frenanti e/o deportanti disponibili (airbrakes o spoilers) e dunque con alti valori variometrici;

Tale discesa risulta la migliore dal punto di vista del tempo di volo e quindi contiene i costi relativi al consumo del carburante ma può presentare, talvolta, l’inconveniente di essere incompatibile con la “discesa” della “quota cabina”, per una determinata pressione differenziale.



Utilizzo degli air-brakes (spoilers) in discesa.

**III° TIPO:** Nella pratica operativa il pilota è portato a scegliere una discesa con un rateo variabile che si sviluppa in due tratti distinti:

Primo tratto (quote elevate):

- Viene mantenuta una velocità variometrica appena sufficiente ad assicurare la corretta pressione in cabina( sicurezza e confort dei passeggeri);
- Si mantiene una IAS molto elevata, prossima alla  $V_{mo}$ ;
- Si mantiene un rateo di discesa molto ridotto;
- Si mantiene l'aeromobile in configurazione "pulita".

Secondo tratto (basse quote <10.000Ft):

- Si mantiene lo stesso un'alta velocità;
- Il regime di motore è ridotto al minimo (manette su "idle") poiché la quota cabina è ora compatibile con la quota dell'aeromobile.

Questo tipo di discesa consente all'aeromobile di mantenere il più a lungo possibile, la quota di crociera che gli renderebbe, in caso di necessità, semplificata un'attesa o una diversione.

L'inconveniente che in ogni caso sussiste nel mantenere a lungo una velocità elevata è quello di subire una rilevante e alquanto fastidiosa turbolenza.

La determinazione del miglior punto d'inizio discesa si può ricavare da tabelle oppure è fornito dal FMS.





Possiamo infine, tranquillamente, affermare che la semplice regola, di cui ne seguirà un esempio, attraverso la quale si ottiene la distanza ideale in MN per l'inizio della discesa per mezzo della divisione per mille e la moltiplicazione per tre della quota in FL da perdere fino all'atterraggio, può essere considerata sempre applicabile.

Esempio - Livello di crociera: FL280

Quota da perdere: 28.000 ft

$28.000 : 1000 = 28$

$28 \times 3 = 84$  Cioè :

La discesa per l'atterraggio dovrà iniziarsi a 84 miglia nautiche dall'atterraggio ( con le approssimazioni relative).

E' importante dire che, come per tutte le fasi del volo analizzate precedentemente e prossimamente, anche per la discesa esistono tabelle e grafici di riferimento per piloti.



## Valutazioni finali per l'ATC sulla discesa degli AA/MM:

**Per quanto riguarda la IAS in discesa, è utile ricordare che:**

- L'aumento della velocità, rispetto agli standard dell'aeromobile, produce un aumento del rateo di discesa (FT/min) riducendo nel contempo la distanza utile e precalcolata dal pilota, necessaria per la discesa;
- La riduzione della velocità, sempre rispetto agli standard, comporta una riduzione del rateo di discesa ed un conseguente aumento della distanza necessaria per la discesa;
- L'impiego degli aerofreni/spoilers/slats, possono comunque incrementare il rateo di discesa senza che aumenti la IAS.

**Per quanto riguarda la fase di discesa, è utile ricordare che:**

- Maggiore è la IAS, migliori sono le prestazioni aerodinamiche dell'aeromobile;
- Con la riduzione della IAS le prestazioni aerodinamiche diminuiscono, per tanto si ridurranno i ratei di discesa.



**NOTA OPERATIVA PER IL CTA:** Il Controllore, dovrà tenere in considerazione quanto detto in merito alla discesa e, compatibilmente con le esigenze ATC che restano prioritarie, agevolare il pilota consentendogli di effettuare l'inizio della discesa previo sua richiesta.

Tutto ciò in considerazione del fatto che le nuove polisi aziendali delle maggiori compagnie aeree in merito al risparmio sui costi legati al consumo di carburante impongono ai piloti, di mantenere il livello di volo ottimale il più a lungo possibile. Tra l'altro mettendo in discussione, modificandola, la vecchia regola:

**"quota da perdere moltiplicata per 3 = distanza alla quale iniziare la discesa"**.

A completamento di quanto detto va ricordato che nella maggior parte degli spazi aerei ad intenso traffico come le aree terminali, esistono delle regolamentazioni sulle riduzioni della velocità che di fatto favoriscono ratei di discesa maggiori e quindi ritardi possibili per l'inizio delle discese.

Infine si deve tenere presente che per AA/MM in configurazione pulita, **la richiesta di ridurre la IAS e contemporaneamente aumentare il rateo di discesa comporterà:**

- Una diminuzione di potenza;
- Una variazione d'assetto;
- Un utilizzo degli aerofreni.

**PER QUANTO DETTO QUESTA RICHIESTA DEVE ESSERE SEMPRE CONCORDATA E MAI IMPOSTA.**

## L'ATTESA:



L'attesa è l'unica parte del volo alla quale si ricorre solo quando è necessario e, escluse le situazioni d'emergenza quali ad esempio lo scarico carburante, si ricorre ad essa in caso di congestione del traffico aereo e/o attesa per il miglioramento di eventuali condizioni meteorologiche proibitive sull'aeroporto d'atterraggio.

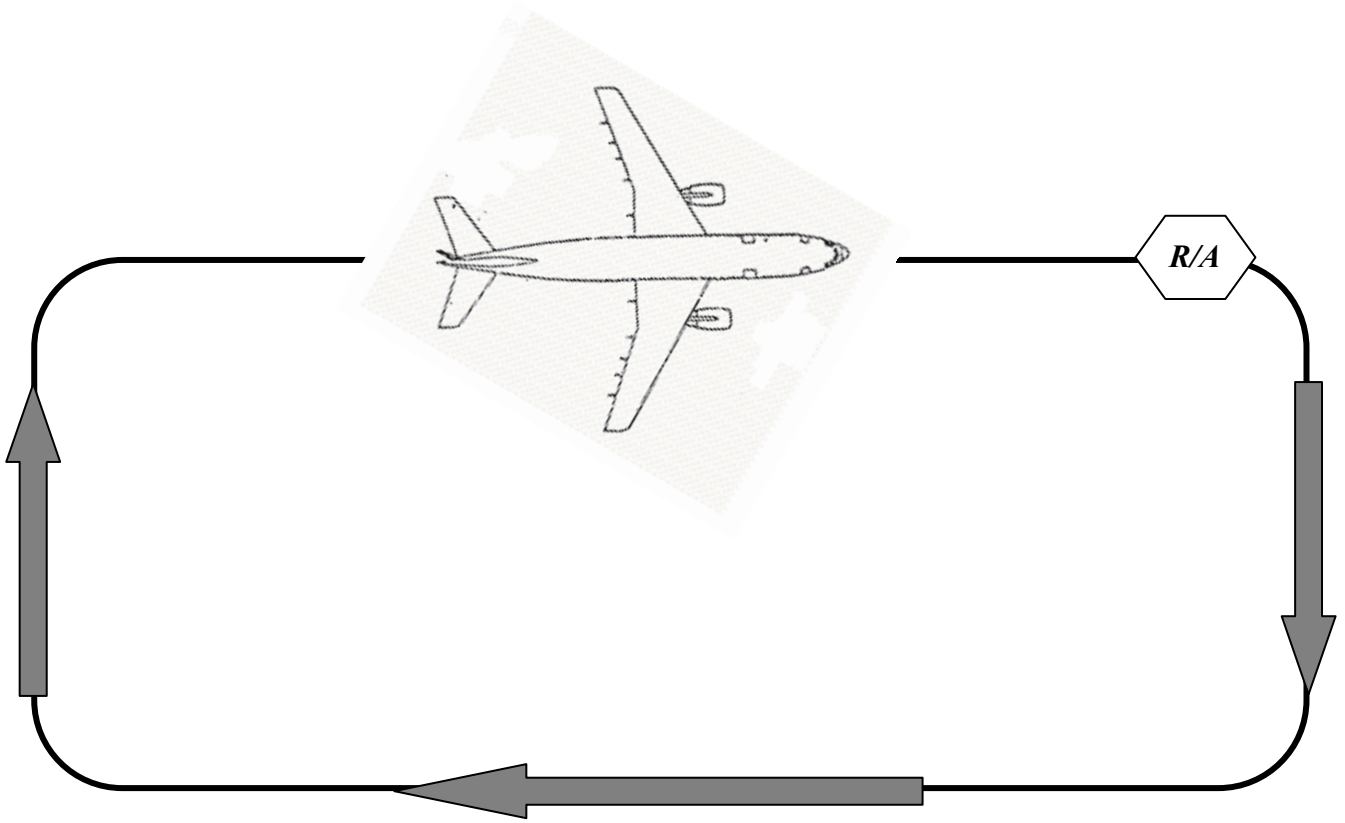
Questa fase è in assoluto la più deleteria, infatti oltre a comportare una perdita di tempo, implica anche un aumento considerevole del consumo di carburante (doppio danno economico per il traffico aereo commerciale).

Per questa ragione l'attesa viene condotta nelle condizioni meno sfavorevoli quali quote elevate e velocità di poco superiori a quella di massima efficienza (E max). Il tutto avviene in "configurazione pulita" tranne quando ciò rischia di compromettere la stabilità dell'aeromobile in funzione della quota e della velocità prevista della categoria ICAO, per l'effettuazione delle procedure strumentali, alla quale appartiene l'aeromobile.

I livelli di quota ottima per eseguire le attese sono compresi tra FL 140 e FL 160 e le velocità variano secondo il tipo d'aeromobile.

Per quanto riguarda i moderni liners possiamo affermare che queste velocità sono: 210 Kts (MD 80, B737), 230Kts (B757/767, AIRBUS FAMILY, A330), 250 Kts (MD11, B747/777, EA34, EA38).

**NOTA OPERATIVA PER IL CTA: Il Controllore, In caso di prevista attesa, dovrà darne tempestivamente avviso al pilota, anche se l'aeromobile non è ancora in contatto sulla sua frequenza operativa ma già si dispone di notizie relative. Sia che si tratti di congestione di traffico o condizioni meteo avverse ma con sviluppi positivi, si deve dare la possibilità ai piloti di effettuare attese a quote ottimali e/o l'opportunità di smaltire il ritardo in rotta di volo (durante la crociera).**



**Circuito d'attesa standard**





## L'AVVICINAMENTO:

Durante la fase d'avvicinamento l'aeromobile percorre in modo stabilizzato la traiettoria di discesa che lo porterà fino al punto di contatto previsto sulla pista.



La velocità durante questa fase del volo, pur essendo ridotta al fine di evitare eccessive riduzioni in “corto finale” per raggiungere la velocità di contatto, si mantiene ben al di sopra di quella di stallo (30/40%) ma soprattutto lontana da quella minima di controllo, con lo scopo di garantire al pilota una controllabilità ed una manovrabilità adeguate.





**NOTA OPERATIVA PER IL CTA:** Il Controllore, durante la fase d'avvicinamento, e compatibilmente alle esigenze ATC, dovrebbe limitare al minimo gli interventi sulla velocità dell'aeromobile soprattutto la riduzione alla "minima d'avvicinamento", allo scopo di limitare il più possibile la distanza che l'aeromobile dovrà percorrere in configurazione d'atterraggio e, ridurre quanto più possibile, la durata delle virate. La bassa velocità dell'aeromobile in discesa, combinata a lunghe permanenze in assetto di virata, comporta allo scopo di mantenere costante la velocità variometrica di discesa, un aumento dell'incidenza che, se non contrastata dalla spinta, può causare inopportune riduzioni di velocità con conseguente riduzione del margine di sicurezza sulla velocità di stallo. I problemi si alleggeriscono nel caso in cui il tratto d'avvicinamento sia svolto in volo livellato.

Con un esempio macroscopico potremmo dire che: Per vettorare un aeromobile in discesa verso la stabilizzazione in finale, meglio tre virate ognuna di 30° o due da 45°, che una singola di 90°.



## L'ATTERRAGGIO:



In questa fase del volo, come per la fase di decollo, l'aeromobile si trova di nuovo a velocità basse, molto prossime a quella di stallo e con la quota in diminuzione, deve essere pilotato con precisione verso la pista sulla quale deve prendere terra ed arrestarsi nel più breve spazio possibile. Per quanto riguarda questa fase a livello di controllo del traffico aereo non c'è molto da aggiungere a quanto detto in precedenza per quanto riguarda il decollo e la salita iniziale, se non che per quanto riguarda il "settaggio" dei flaps che verranno impiegati in tutta la loro estensione, allo scopo di permettere all'aeromobile di presentarsi sulla soglia pista ad un'altezza di 50 ft e ad una velocità non inferiore ad 1.30 della relativa velocità di stallo, salvo in caso di differenti esigenze (ad esempio in presenza di una forte componente di vento al traverso).

In fine è utile ricordare che la così detta "distanza d'atterraggio" necessaria all'aeromobile non può essere coincidente con la pista disponibile, anche perché verrebbero a mancare gli indispensabili margini di sicurezza nel caso in cui l'aeromobile sorvoli la soglia pista a quote o velocità superiori a quelle previste. Inoltre, per il calcolo della distanza di decelerazione ed eventuale arresto dell'aeromobile, non si tiene conto dell'eventualità che quest'ultimo possa utilizzare dispositivi di "reverse" (essi non costituiscono un equipaggiamento obbligatorio) allo scopo di rallentare la velocità in spazi e tempi minori.

La normativa in materia stabilisce che la distanza necessaria all'atterraggio non deve superare di più del 60% la lunghezza pista.

Nel caso in cui la pista sia "contaminata" e di conseguenza gli spazi di arresto si dilatino, la superficie d'atterraggio (non più asciutta) disponibile deve aumentare. Per questo motivo le piste, in funzione della tipologia di traffico che possono accogliere, sono concepite con ampi margini di lunghezza effettiva ovvero, disponibile. Il tutto rimane subordinato alle caratteristiche orografiche del territorio nel quale la pista si trova, che possono influire sulle traiettorie di discesa degli aeromobili.







## LA RIATTACCATA:



Senza voler analizzare quali potrebbero essere le cause per cui il pilota di un aeromobile decide, o viene istruito dall'ATC, ad effettuare la manovra di riattaccata ci vogliamo limitare ad analizzare, seppur in modo semplice, due condizioni particolari di cui l'equipaggio deve tenere conto.

Le due condizioni da soddisfare sono le seguenti:

1. L'aeromobile in configurazione d'atterraggio (ipersostentatori e carrello estesi) con tutti i motori operativi con la spinta di riattaccata deve sviluppare un determinato gradiente utile a garantirgli la sicurezza durante lo sviluppo delle manovre.
2. L'aeromobile in configurazione d'avvicinamento (carrello retracts) ma con un motore inoperativo, deve comunque sviluppare un gradiente sufficientemente sicuro, anche se inferiore al precedente per ovvi motivi di spinta.





In tutto ciò va considerato che durante la riattaccata si devono adottare velocità che abbiano un adeguato margine sulla velocità di stallo e di conseguenza sulla velocità minima di controllo all'aria, applicando criteri di separazione dagli ostacoli, simili a quelli imposti nel calcolo della traiettoria da volare dopo il decollo.

In fine va aggiunto che tanto più gravosa é la componente del peso e tanto più sono elevati i valori d'elevazione della superficie d'atterraggio, di temperatura ed umidità dell'aria presenti sull'aeroporto, tanto più la manovra potrebbe diventare critica, anche se va detto che i medesimi elementi, che possono rendere più complessa la manovra di decollo, applicati ad un aeromobile in atterraggio, quindi meno pesante, possono essere trascurati.



Per quanto riguarda i fenomeni pericolosi per il volo in avvicinamento ed atterraggio, possiamo rifarci a quanto già detto per quanto riguarda il decollo e la salita, anche se è importante rilevare che la velocità della corsa d'atterraggio sommata all'eccessiva "dolcezza" del contatto con il suolo, potrebbero favorire molto il fenomeno dell'aquaplaning. Soprattutto i piloti di linea, tendono ad effettuare atterraggi "pesanti" proprio allo scopo di "rompere" il velo d'acqua sulla pista favorendo così la maggiore aderenza dei pneumatici.

Richiameremo ora con un breve approfondimento, quanto detto a pagina 16, in merito alle problematiche riguardanti il peso massimo consentito all'atterraggio.

Considerato il diverso livello di sollecitazione strutturale tra decollo e atterraggio è facilmente intuibile che la "resistenza" delle strutture di un aeromobile è maggiormente provata al momento del contatto con la pista, quindi necessariamente si dovrà avere un valore di peso massimo all'atterraggio **MLW**, inferiore a quello di decollo **MTOW**.

Generalmente l'aeromobile perde peso durante la navigazione dato il consumo del carburante imbarcato quindi all'arrivo alla destinazione peserà sicuramente di meno ma dovrà comunque rientrare nei valori di MLW. Detto questo si può intuire che, per il pilota, "fare sempre il pieno" potrebbe non essere possibile (volo breve, tanti pax e/o bagagli, piste corte, condizioni ambientali/orografiche limitanti le prestazioni).

Potrebbe accadere lo stesso che per emergenza un pilota sia costretto ad atterrare senza avere tempo per effettuare lo scarico di carburante (dumping fuel) per l'alleggerimento,



quindi con il peso effettivo dell'aeromobile superiore, anche di molto, al MLW.

Nel caso ciò avvenga è logico che in ogni caso la struttura dell'aeromobile resisterà all'impatto con la pista ma è altrettanto plausibile che si subiranno dei danni, riparabili, che riguarderanno l'impianto carrello d'atterraggio con i freni ed i pneumatici.





