

**ALMA MATER STUDIORUM  
UNIVERSITA' DI BOLOGNA**

**SECONDA FACOLTA' DI INGEGNERIA  
CON SEDE A CESENA**

**CORSO DI LAUREA  
IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE  
Classe: 10 Ingegneria Industriale  
Sede di Forlì**

**ELABORATO FINALE DI LAUREA**  
in  
**Disegno Tecnico Aerospaziale**

**Studio ed ottimizzazione di un sistema di  
propulsione suborbitale basato su un  
diesel aeronautico**

**CANDIDATO  
Mattia Erani**

**RELATORE  
Prof. Ing. Luca Piancastelli**

**Anno Accademico 2011– 2012  
III Sessione**

# Indice

1 - Introduzione.....	3
2 - Motori Aeronautici.....	4
2.1- Pratt & Whitney.....	5
2.2 - I motori turboelica.....	5
2.3 - I motori turbo fan.....	7
2.4 - Ciclo Brayton - Joule.....	8
2.5 - L'avvento dei motori diesel.....	11
3 - Idee e obiettivi.....	12
3.1 - Progetto Skylon.....	12
3.2 - Virgin Galactic.....	13
3.3 - XB – 70 Valkirye.....	14
4 - Il progetto.....	16
4.1 - Modellizzazione atmosferica.....	17
4.2 - Propulsore.....	22
4.3 - Prese d'aria .....	22
4.4 - Compressore.....	29
4.5 - Motore.....	33
5 - Calcolo delle forze.....	36
5.1 - Spinta.....	36
5.2 - Portanza.....	38
5.3 - Resistenze.....	39
5.4 - Consumi.....	45
5.5 - Serbatoio Ossigeno.....	46
6 - Conclusioni.....	47
Bibliografia.....	48
Ringraziamenti.....	49

## **Introduzione**

Nel presente lavoro viene descritto il comportamento di un motore diesel sedici cilindri aeronautico in cui si deve calibrare la quantità di ossigeno per poter raggiungere la quota di 35000 metri. I risultati ottenuti sono frutto di calcoli approssimati ma tale studio può essere un discreto punto di partenza per lo sviluppo dello stesso propulsore nel futuro.

## 2. Motori Aeronautici

I motori aeronautici devono rispondere a specifiche tecniche molto restrittive quali affidabilità, lunga durata, peso limitato, consumo di carburante contenuto, ingombri e aree frontali ridotti. Difatti uno dei principali obiettivi dei progettisti è quello di realizzare aerei di linea che possano trasportare il maggior numero di persone nella maniera più veloce ed economica. Una grande evoluzione nell'aeronautica è stata introdotta dalla comparsa del motore diesel e difatti recenti studi sono stati condotti per utilizzare motori diesel come generatori di potenza in motori turboelica e addirittura in motori turbofan. La problematica che sorge è però quella che tali motori funzionano correttamente solo a certe quote; difatti superati i 35 km le caratteristiche dell'atmosfera non permettono al motore di sviluppare sufficiente spinta. La spinta per un aereo in volo può essere ottenuta fondamentalmente tramite *LE ELICHE, I FAN e/o LA PROPULSIONE A GETTO*. Le eliche funzionano come ali rotanti: il moto relativo fra aria e pala è garantito dalla rotazione di quest'ultima. Per mettere in rotazione l' elica è necessario chiaramente un albero rotante e una coppia motrice all'albero che può essere ottenuta con i *MOTORI ALTERNATIVI o A TURBINA*. Nei motori alternativi, che realizzano generalmente il ciclo Otto o il ciclo Diesel e prevedono sempre l'utilizzo di benzina, l'energia termica viene impiegata per azionare i pistoni che si muovono all'interno dei cilindri. Questi possono essere disposti in linea, a V o a stella. I motori di maggiori dimensioni utilizzati in aeronautica sono stati per lo più a stella, data la simmetria che questa configurazione conferisce al motore e, di conseguenza, alla sua carlinga, garantendo anche una migliore efficienza del sistema di raffreddamento. Per aumentare il rendimento termodinamico e rimediare alla perdita di rendimento volumetrico che si verifica quando, salendo di quota, l'aria è rarefatta, viene spesso associato allo scarico del motore una turbina a gas che aziona a sua volta un compressore di alimentazione, cioè un compressore d'aria nel sistema di aspirazione del motore.

Il motore stellare è formato sempre e comunque da un numero dispari di cilindri al fine di avere una componente di spinta da parte delle bielle sul collo della manovella sempre positiva, determinando un momento motore sempre attivo e garantendo quindi la fluidità di funzionamento. I motori



stellari hanno una configurazione minima di 3 cilindri e sfruttano sempre e comunque versioni 4 tempi.

## **2.1 Motore Pratt & Whitney**

Il più grande e potente motore stellare mai prodotto in serie fu Il PRATT & WHITNEY R-4360 WASP MAJOR. Questo motore rappresenta l'apice dello sviluppo della tecnologia dei motori a pistoni, prima che l'avvento dei motori a jet e dei motori turboelica li facesse sparire dal mercato aeronautico civile e militare. Il motore era composto da 28 cilindri disposti su quattro stelle di sette cilindri ognuna. Ogni stella era leggermente ruotata rispetto alla precedente in modo da permettere il miglior flusso per l'aria di raffreddamento. La sua cilindrata era di 71,4 litri e le eliche venivano fatte girare ad una velocità pari alla metà di quella cui girava il motore, per evitare che le estremità, in movimento, raggiungessero una velocità supersonica che ne peggiorava le prestazioni. Le prime versioni del motore sviluppavano 3000 hp ma, nelle ultime versioni, questa era salita a 4300 hp. Nonostante il peso del motore variasse da 1600 a 1800 kg il suo rapporto peso/potenza fu tra i più alti raggiunti da questo tipo di motore.

## **2.2 I motori turboelica**

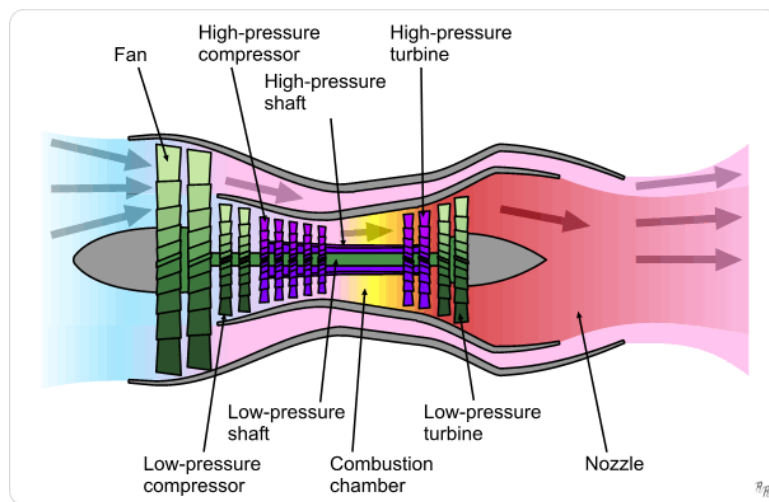
I motori alternativi, nel trasporto passeggeri, sono stati ormai soppiantati dai motori turboelica. Il turboelica (turboprop) abbina un'elica a un motore a turbina. L'elica viene trascinata da una turbina, quasi sempre diversa da quella che trascina il compressore. Tra turbina ed elica è interposto un riduttore con rapporto di riduzione di circa dieci/quindici a uno. Il riduttore si rende necessario per evitare elevate velocità periferiche della pala. Il flusso di aria mosso dall'elica è notevolmente maggiore di quello che attraversa il motore e che viene espulso attraverso l'ugello, flusso che viene quindi trascurato nella determinazione della spinta. In linea di principio per lo stesso scopo si potrebbe utilizzare anche un turboreattore a doppio flusso, ma per numeri di Mach inferiori a 0.6-0.7, l'elica si presenta più leggera e con prestazioni molto più soddisfacenti, anche se è fino a velocità variabili da circa 480 a 640 Km/h. Uno dei velivoli più diffusi propulsi da motori turboelica è l'ATR 42. L'ATR 42 è un aeromobile estremamente valido tra i commuter regionali a elica.

Commuter è la parola inglese che indica i pendolari, e quindi il tipo di utenza servita da questi velivoli. Quest'aereo ha il pregio di avere un costo operativo certamente minore di qualsiasi altro aereo della stessa categoria. Sin dalla sua introduzione è diventato un punto di riferimento nel trasporto aereo civile per quanto riguarda affidabilità e profitto. E' di molto semplice utilizzo, di facile manutenzione, ha motori estremamente efficienti e a basso consumo.



## 2.3 I motori turbofan

Il motore turbogas turbofan è costituito da una turbina a gas, da una presa d'aria anteriore e da un ugello posteriore, da un'elica, dal compressore, dagli iniettori di carburante, dalla camera di combustione e dal condotto di scarico: tutti questi organi, insieme agli organi secondari quali il motorino di avviamento, le pompe per i lubrificanti ed i liquidi di raffreddamento etc etc sono contenuti in un involucro a struttura tubolare alloggiato nella fusoliera del velivolo.



Nel motore turbogas la compressione dell'aria captata mediante le bocche inviata alla camera di combustione. Il flusso dei gas caldi espulsi dalla camera di combustione, convogliati attraverso lo statore turbina, viene diretto contro le palette rotanti con un'angolazione tale da consentire la trasformazione dell'energia cinetica propria dei gas in energia meccanica assorbita dalla turbina, necessaria alla rotazione del compressore ed al funzionamento degli accessori movimentati dal rotore. I motori turbofan aeronautici per impieghi militari sono generalmente provvisti di post-combustori. La post-combustione è un processo che consiste nell'immettere carburante all'uscita della turbina mediante appositi iniettori, il quale brucia reagendo con l'ossigeno presente nell'aria di by-pass. Tale processo è finalizzato all'incremento della spinta fornita dal motore turbogas per diminuire il tempo di decollo e per migliorare le prestazioni in combattimento. Infine attraverso l'ugello di scarico, l'energia entalpica e di pressione disponibile allo scarico della turbina viene convertita attraverso un processo di espansione, in energia cinetica in modo tale da ottenere una velocità d'efflusso del fluido che consenta di generare un'opportuna reazione di spinta. Il motore turbogas risponde dal punto di vista **termodinamico** ad un ciclo BRAYTON-JOULE.

## **2.4 Ciclo Brayton-Joule**

Il ciclo Brayton-Joule è un ciclo termodinamico che costituisce il riferimento ideale per il funzionamento delle turbine a gas. Il ciclo è realizzato da una serie di organi meccanici rotanti operanti in serie a flusso libero, cioè con aspirazione e deflusso aperto verso l'ambiente esterno. Le trasformazioni coinvolte sono due isobare e due isoentropiche. Fu brevettato dall'ingegnere statunitense George Brayton nel 1872.

### **Il suo utilizzo**

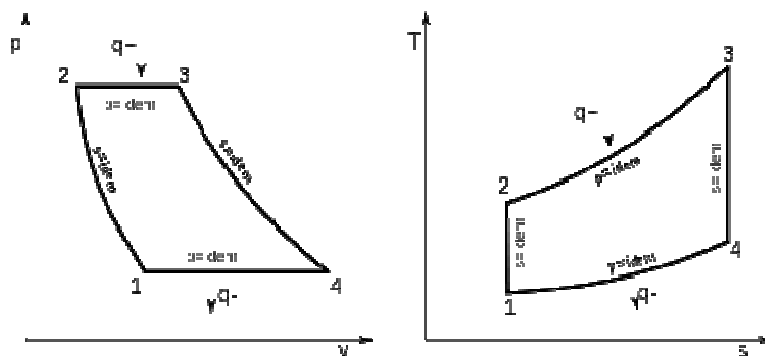
Il ciclo Brayton-Joule è alla base di una buona fetta della produzione di energia elettrica e meccanica. In questi casi il ciclo è realizzato "alla lettera", ovvero si utilizza tutto il contenuto entalpico del fluido per produrre lavoro meccanico all'albero. Esistono molti schemi costruttivi, con l'uso di compressori assiali o radiali secondo la dimensione, con l'uso di uno o due alberi coassiali secondo l'uso, e altre differenze ancora. Un

valore tipico per il rendimento reale di macchine fisse si aggira intorno al 35-38% per un ciclo base, mentre si può superare il 50% per un ciclo con interrefrigerazione, rigenerazione e postcombustione. Il rendimento energetico complessivo aumenta ancora se si sfruttano i cascami di calore (aria a circa 500 °C) per la cogenerazione o per un ciclo secondario a vapore (impianti combinati). Questi accorgimenti, ovviamente, fanno accrescere l'efficienza dell'intero processo ma lasciano inalterato il rendimento del ciclo Brayton-Joule. Una destinazione radicalmente diversa è quella della propulsione aerea a turbogetto o a turbofan, dove l'espansione in turbina produce quel tanto di lavoro che basta ad azionare il compressore e l'eventuale fan (ventola). Il rimanente dell'energia contenuta nel fluido viene spesa per far accelerare il fluido stesso dentro un ugello e produrre di conseguenza una spinta in avanti che fa muovere l'aereo, un po' come avviene quando si lascia andare un palloncino aperto (spinta che invece è trascurabile per un impianto fisso, il quale deve rimanere ben ancorato al suolo). Tra le tante caratteristiche importanti delle turbine a gas (TAG) a ciclo aperto c'è quella di poter sviluppare elevate potenze specifiche ed un elevato rendimento di propulsione, il che le rende molto adatte alla propulsione aerea.

## Caratteristiche tecniche

Il ciclo si compone di quattro fasi:

- compressione isoentropica del gas in un compressore rotodinamico, con scambio del lavoro negativo di ciclo.
- riscaldamento isobaro
- espansione isoentropica del gas in una turbina, viene scambiato lavoro positivo di ciclo
- raffreddamento isobaro



La totalità delle macchine reali a ciclo Brayton-Joule sono del tipo a combustione interna a ciclo aperto. Il compressore aspira aria dall'ambiente aumentandone la pressione senza scambi di calore con l'esterno; si inietta il combustibile il quale brucia elevando la temperatura del fluido; ma non la pressione che invece resta costante (aumenta il volume specifico); il fluido ad elevato contenuto entalpico espande in una turbina cedendo ad essa lavoro meccanico e diminuendo la propria pressione e temperatura; il fluido uscente dalla turbina a pressione ambiente si scarica nell'atmosfera raffreddandosi.

## Rendimento

Il rendimento termodinamico ideale del ciclo Brayton-Joule secondo la definizione generale è:

$$\eta = 1 - \frac{1}{\rho^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

dove  $\rho = \frac{p_2}{p_1}$  è il rapporto di compressione e  $p_2$  e  $p_1$  sono rispettivamente le pressioni del gas lungo le trasformazioni isobare di riscaldamento e di raffreddamento.

## 2.5 L'avvento dei motori diesel

Difatti uno dei principali obiettivi dei progettisti è quello di realizzare aerei di linea che possano trasportare il maggior numero di persone nella maniera più efficiente ed economica.

Una grande evoluzione nell'aeronautica è stata introdotta dalla comparsa del motore diesel e difatti recenti studi sono stati condotti per utilizzare motori diesel come generatori di potenza in motori turboelica e addirittura in motori turbofan.

La problematica che sorge è però quella che tali motori funzionano correttamente solo a certe quote; difatti superati i 35 km le caratteristiche dell'atmosfera non permettono al motore di sviluppare sufficiente spinta.

Tra gli esempi per le considerazioni fatte possiamo citare il lanciatore della Virgin Galactic WhiteKnightTwo che ha il compito di portare il vettore SpaceShipTwo ad una quota di 18 km e lanciarlo per arrivare ad una quota complessiva massima di 110 km, superando così il “confine dello spazio” situato per convenzione a 100 km dal livello del mare.

Oltre la quota massima di 35 km si ha un brusco calo della spinta necessaria dovuto principalmente alla diminuzione della quantità di ossigeno, comburente necessario alla combustione nei motori endotermici, man mano che saliamo in quota. Si è assunta come velocità massima raggiungibile quella di Mach 3, in linea con i valori concessi a SS2 dall'utilizzo di materiali compositi di ultima generazione che vantano la conservazione delle proprietà meccaniche anche ad alte temperature. Tale velocità è stata ovviamente raggiunta solamente intorno ai 20 km di quota, dove la rarefazione dell'aria e la bassa temperatura possano garantire condizioni accettabili, e per brevi tratti. Come sistema propulsivo è stato scelto un motore diesel che ha dimostrato, in numerosi studi precedenti, un'eccezionale potenza e che risente meno della variazione di densità dell'aria con la quota.

## 3 Idee e obiettivi

### 3.1 Progetto Skylon

Molto interessante in questo contesto è il progetto Skylon.

Il velivolo sarebbe un Single Stage To Orbit (SSTO) e dovrebbe decollare da una pista, esattamente come un aereo con l'ausilio di un nuovo tipo di motori sviluppati dalla Reaction Engines Ltd, chiamati SABRE (Synergistic Air-Breathing Rocket Engine).



Il SABRE è un propulsore ibrido, a metà fra motore jet e razzo, in grado di utilizzare sia l'ossigeno atmosferico, quando presente, e sia l'ossigeno stoccato nei serbatoi. In questo modo si ridurrebbe in maniera drastica il peso dei propellenti guadagnando in volume, maneggevolezza e carico utile. Infatti i serbatoi previsti a bordo dello Skylon sono molto diversi come volume fra quello dell'idrogeno e quello dell'ossigeno, anche tenendo conto della differenza nel rapporto O-H della reazione. Inoltre i grandi serbatoi rendono il velivolo molto leggero in proporzione al suo volume, cosa che gioca a favore della protezione termica.

Un velivolo leggero si scalderà meno di uno pesante grazie alla maggiore superficie su cui si distribuisce l'energia dell'impatto atmosferico al rientro. Skylon nasce come veicolo cargo, senza equipaggio umano, ma si pone come la chiave di volta di una possibile rivoluzione nel trasporto spaziale. Lo spazioplano prevede un carico utile a 300 km di quota di ben 15 tonnellate (o 11 tonnellate a 800 km) e costi di esercizio che



abbatterebbero di un fattore 50 l'uso degli attuali vettori "a perdere". I costi sarebbero "astronomici": si parla di 12 miliardi di sterline, anche se il progetto è ancora in divenire.

## 3.2 Virgin Galactic

Gli studi fatti finora all'interno del nostro progetto hanno evidenziato la peculiarità dei motori Diesel di risolvere in maniera drastica il problema dei vettori "a perdere", tuttavia il nostro piano di lavoro non prevedeva un vano per l'eventuale serbatoio di comburente, anzi, riusciva a raggiungere circa 30 km di quota soprattutto per la sua struttura ridotta corrispondente a quella del velivolo Model 348 WhiteKnightTwo (WK2), il lanciatore di SS2 sviluppato nel programma Tier 1b da Virgin Galactic di dimensioni molto ridotte.



### General characteristics:

- Payload: 17000 kg to 50000 ft; 200 kg to Leo (test);
- Length: 79 ft (24 m);
- Wingspan: 141 ft (43 m);
- Height: ();
- Powerplant: 4x Pratt & Whitney Canada PW308 turbofan;  
Performance:
- Service ceiling: 70000 ft (21.3 km).

Come ipotesi di partenza perciò dovremmo utilizzare un vettore di dimensioni molto maggiori, in grado cioè di fornire spazio sufficiente ai serbatoi, che riesca contemporaneamente a viaggiare a velocità prossime a Mach 3.

### 3.3 XB-70 Valkirye

Il North American XB-70 Valkyrie era un ambizioso prototipo statunitense per un bombardiere strategico supersonico: sarebbe stato in grado di raggiungere Mach 3,1, una velocità superiore a quella di tutti i bombardieri in servizio all'epoca.



Dryden Flight Research Center ED97-44244-2 Photographed 1960s  
XB-70A #1 takeoff with TB-58A chase (North American photo)



I costi e le difficoltà di costruzione, nonché la mancanza di idee chiare su come affrontare le difese missilistiche sovietiche, finirono per tagliare il programma dopo soli due prototipi, uno dei quali (il secondo) precipitò dopo una collisione con un F-104 mentre l'altro, il primo, è attualmente esposto in un museo dell'aviazione a Dayton (Ohio). Il Valkyrie, concepito come bombardiere ma in pratica realizzato come aereo sperimentale, utilizzava la configurazione canard ed un'ala a delta, come altre macchine (quali l'odierno Eurofighter Typhoon) avrebbero fatto in seguito, ed era costruito per la maggior parte in acciaio inossidabile ad alto tenore di nichel, pannelli a nido d'ape e titanio. Le prese d'aria si trovavano sotto

l'ala, i motori tra le due code verticali. I carrelli erano posti sotto la struttura delle prese d'aria.

L'XB-70 inoltre è l'unico aereo della sua grandezza ad avere estremità alari mobili: non per ripiegarle negli hangar, bensì per aumentare la stabilità aerodinamica a velocità supersoniche. Il Valkyrie poteva abbassare le estremità alari di 25 (oltre i 500 km/h) o 65 gradi (oltre Mach 1,4). Le estremità alari mobili dell'XB-70 sono ancora oggi le più estese superfici aerodinamiche mobili mai installate su un aereo. Il ruolo che l'XB-70 doveva ricoprire era quello di bombardiere supersonico ad alta quota e a Mach 3 davvero pochi caccia, per non dire nessuno, avrebbero potuto insidiare il B-70. A seguito dell'abbattimento dell'U-2 pilotato da Gary Powers, le certezze residue circa l'utilità dell'XB-70 come bombardiere vennero messe in dubbio, e il progetto XB-70 venne tramutato in un programma di ricerca aerodinamica avanzata, propulsione e altri aspetti legati ai grandi aerei supersonici.

## **General characteristics**

- Crew: 2
- Length: 189 ft 0 in (57.6 m)
- Wingspan: 105 ft 0 in (32 m)
- Height: 30 ft 0 in (9.1 m)
- Wing area: 6,297 ft<sup>2</sup> (585 m<sup>2</sup>)
- Airfoil: Hexagonal; 0.30 Hex modified root, 0.70 Hex modified tip
- Empty weight: 253,600 lb (115,030 kg; operating empty weight )
- Loaded weight: 534,700 lb (242,500 kg)
- Max. takeoff weight: 542,000 lb (246,000 kg)
- Powerplant: 6 × General Electric YJ93-GE-3 afterburning turbojet
- Dry thrust: 19,900 lbf<sup>[74]</sup> (84 kN) each
- Thrust with afterburner: 28,800 lbf<sup>[75]</sup> (128 kN) each

- Internal fuel capacity: 300,000 lb (136,100 kg) or 46,745 US gallons (177,000 L)

## **Performance**

- Maximum speed: Mach 3.1 (2,056 mph, 3,309 km/h)
  - Cruise speed: Mach 3.0 (2,000 mph, 3,200 km/h)
  - Range: 3,725 nmi (4,288 mi, 6,900 km) on combat mission
  - Service ceiling: 77,350 ft (23,600 m)
  - Wing loading: 84.93 lb/ft<sup>2</sup> (414.7 kg/m<sup>2</sup>)
  - lift-to-drag: about 6 at Mach 2<sup>[108]</sup>
- Thrust/weight: 0.314

## **4 Il progetto**

In fase di progetto in campo aeronautico si devono operare scelte in base alle variabili in gioco e naturalmente i calcoli e gli studi che si effettuano per una determinata situazione possono continuamente modificarsi in base alla condizione che si presenta.

Verranno effettuati i calcoli e le prove per consentire ad un propulsore aeronautico di raggiungere la quota di 35000 metri imbarcando anche una certa quantità di ossigeno.

L'aeromobile in studio ha la funzione di trasporto passeggeri per un volo suborbitale.

Si considererà una velocità massima raggiungibile di mach 3 che verrà raggiunta solamente in prossimità dei 20 km di quota dove sia la rarefazione dell'aria che la temperatura consentono condizioni accettabili.

Il sistema propulsivo scelto sarà invece un motore diesel 16 cilindri che ha dimostrato anche in studi passati una eccezionale potenza e che risente poco della variazione di densità dell'aria con la quota.

## 4.1 Modellizzazione atmosferica

Per il calcolo delle forze in azione che variano con la velocità e la quota (la spinta data dal motore, la portanza delle ali, la resistenza aerodinamica) è necessario in primo luogo utilizzare un algoritmo che rappresenti l'atmosfera della terra e che fornisca le grandezze d'interesse quali densità, velocità del suono, viscosità cinematica, pressione e temperatura in continuum alla variazione della quota.

Per questo motivo si è scelta la modellizzazione ISA (International Standard Atmosphere) il cui foglio di calcolo è riportato di seguito con i grafici relativi.

**R=287;**

**mu0=1.789\*10<sup>-5</sup>;**

**nu0=1.461\*10<sup>-5</sup>;**

**T0=288.15; (\* sea level standard pressure,Pa\*)**

**(\*Mi calcolo L\*)**

**L=2.256\*10<sup>-5</sup>\*T0;**

**nus=3.897\*10<sup>-5</sup>; (\*viscosità cinematica a 11 km che è costante\*)**

**zs=11000;**

**ISAATMOSPHERE[dato\_,Hkm\_]:=Block[{Po,To,ggg,LLL, RRR,MMM,KK,PPo,T11,  
TT,PP,DDD,Mache,KKRRR,mu,nu,Tref},**

**(\* Sotto gli 11 km \*)**

**Po=101325; (\* sea level standard pressure,Pa\*)**

**To=288.15;(\* sea level standard temperature,deg K\*)**

**ggg=9.80665; (\*gravitational constant,m/sec2\*)**

**LLL=6.5; (\*temperature lapse rate,deg K/km\*)**

**RRR=8.31432; (\*gas constant,J/mol\*deg K\*)**

```

MMM=28.9644; (* molecular weight of dry air, gm/mol*)

T11=216.65; (* sopra gli 11 km *)

KK=34.163195;

PPo=.22632;

KKRRR=401.8739754571363`;

If[Hkm≤11, TT=To-LLL * Hkm;

PP=Po*(1-(LLL * Hkm)/To)^(ggg * MMM / (RRR * LLL));

(* troposfera

Attenzione!!! Z in km*)

mu=(1-(L * Hkm * 1000)/(TT))^0.75 * mu0;

nu=(1-(L * Hkm * 1000)/(TT))^-3.506 * nu0;];

If[Hkm ≤ 20 && Hkm > 11, TT=T11; PP=PPo * Exp[(-KK * (Hkm-11)/T11)] * 100000;

mu=1.419 * 10^-5;

nu=nus *

E^(

ggg / (

R * T11

) *

(Hkm * 1000 - zs)

);

];

If[Hkm > 20 &&

Hkm ≤ 32, Tref=T11+(Hkm-20); TT=Tref; PP=100000(0.05474 * (T11/Tref)^KK);

mu=1.419 * 10^-5;

nu=nus *

E^(

ggg / (

R * T11

) *

```

```

(Hkm*1000-zs)
);];
If[Hkm>32 (*&& Hkm≤47*),Tref=228.65+2.8*(Hkm-32);TT=Tref;
PP=100000*0.00868018*(228.65/Tref)^(KK/2.8);
mu=1.419*10^-5;
nu=nus*
E^(
ggg/(
R*T11
)*
(Hkm*1000-zs)
);];
DDD= PP*MMM/(RRR*TT*1000);
Mache=Sqrt[KKRRR*TT];
If[dato==1,Return[DDD]];
If[dato==2, Return[Mache]];
If[dato==3, Return[nu]];
If[dato==4, Return[PP]];
If[dato==5, Return[TT]];
]
Clear[ISADENSITY]
ISADENSITY[quota_]:=ISAATMOSPHERE[1,quota];
ISAMACH[quota_]:=ISAATMOSPHERE[2,quota];
ISAVISCOSITY[quota_]:=ISAATMOSPHERE[3,quota];
ISAPRESSURE[quota_]:=ISAATMOSPHERE[4,quota];
ISATEMPERATURE[quota_]:=ISAATMOSPHERE[5,quota];
Plot[ISADENSITY[x],{x,0,50},AxesLabel→{"x [km]","ρ"}]
Plot[ISAMACH[x],{x,0,50},PlotRange→{Automatic,{290,340}},AxesLabel→{"x
[km]","M"}]

```

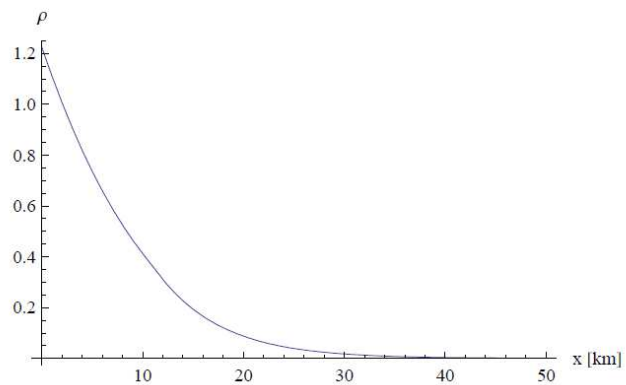
`Plot[ISAVISCOSITY[x],{x,0,50},AxesLabel→{"x [km]","ν"}]`

`Plot[ISAVISCOSITY[x],{x,10,12},AxesLabel→{"x [km]","ν"}]`

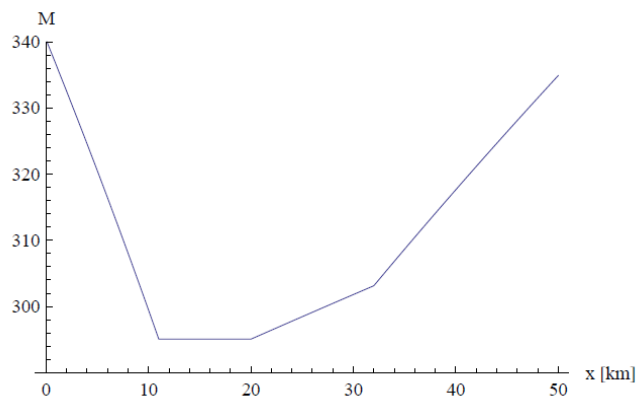
`Plot[ISAPRESSURE[x],{x,0,50},AxesLabel→{"x [km]","p[Pa]"}]`

`Plot[ISATEMPERATURE[x],{x,0,50},AxesLabel→{"x [km]","T[K]"}]`

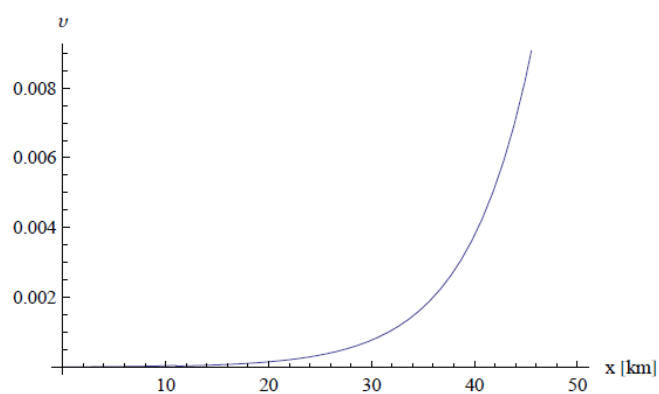
Andamento della densità in funzione della quota



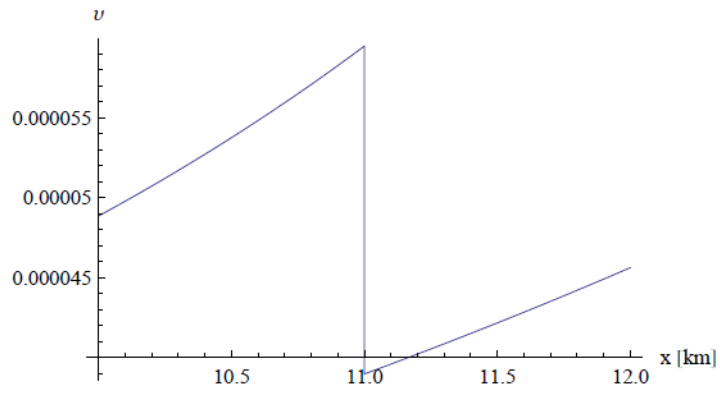
Andamento della velocità del suono con la quota



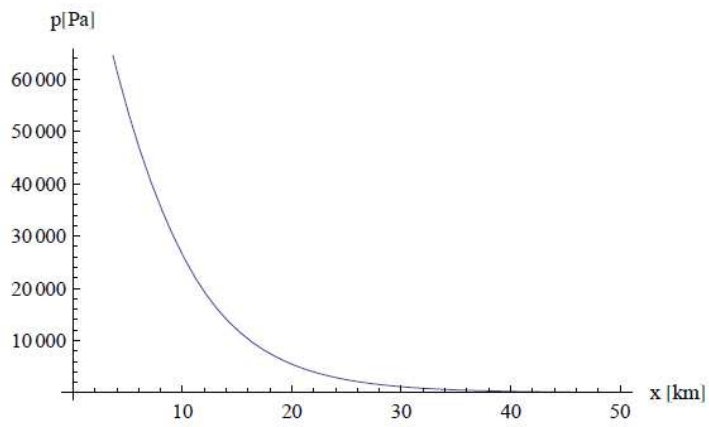
Andamento della viscosità cinematica con la quota



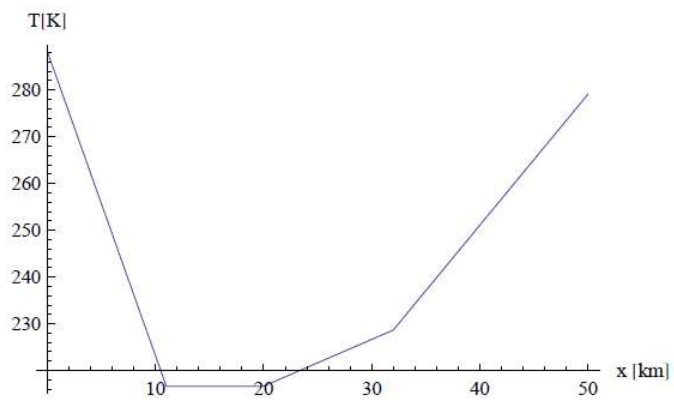




Andamento della pressione con la quota



Andamento della temperatura con la quota

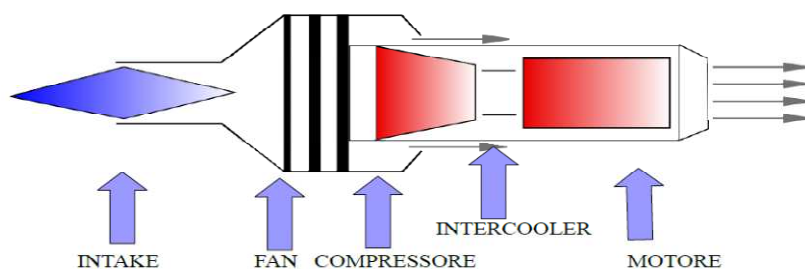


## 4.2 Propulsore

Il sistema propulsivo è costituito da:

- PRESA D'ARIA
- FAN
- COMPRESSORE
- INTERCOOLER
- MOTORE
- UGELLO SCARICO

Di seguito un disegno di un classico sistema propulsivo.



## 4.3 Prese d'aria

La presa d'aria riveste un ruolo fondamentale in un velivolo supersonico.

La sua funzione nei suddetti velivoli è quella di gestire il completo flusso delle onde di shock.

Nessun motore aeronautico (ad eccezione dello scramjet) può elaborare un flusso supersonico, di conseguenza tale flusso deve essere rallentato fino ad una velocità massima di mach 0.75.

Tale rallentamento deve avvenire anche nella maniera più efficiente possibile con un rapporto tra le pressioni totali a valle e a monte più alto possibile.

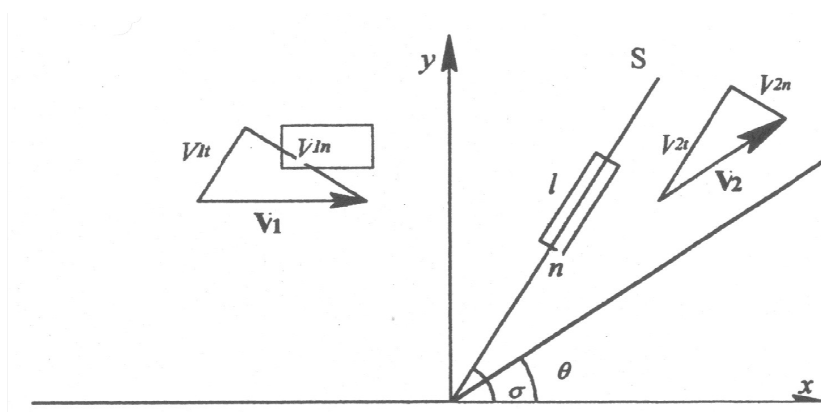
Si utilizzerà come termine comparativo il rapporto  $P0L/P0$

tra la pressione di ristagno dopo e prima della presa d'aria, cercando la soluzione tecnica che lo massimizzi.

Inoltre bisogna impedire che le onde di shock si sviluppino nelle sezioni del fan e del compressore in quanto potrebbero danneggiarli.

Per ottenere un'alta efficienza la compressione del fluido viene ottenuta attraverso delle onde oblique le quali presentano la caratteristica di causare una modesta riduzione della velocità ottenuta deviando la direzione del flusso.

Nell'onda d'urto normale invece il rallentamento è più marcato ed è ottenuto senza variazione di direzione. Questa differenza è dovuta al fatto che, attraverso un'onda d'urto, può cambiare solo la componente della velocità ortogonale all'onda stessa, mentre l'eventuale componente tangenziale deve rimanere inalterata. Nell'onda di shock normale ovviamente non vi è componente di velocità ortogonale, il che spiega quanto precedentemente detto; nell'onda di shock obliqua, invece, la componente tangenziale è presente e rimane costante sia prima sia dopo l'onda. Quindi, a parità di velocità iniziale, nello shock debole la componente ortogonale si attenua, mentre la componente tangenziale, combinandosi con la nuova componente ortogonale più piccola, causa la deviazione.



Per ottenere il massimo rendimento è stato verificato da studi pratici che la compressione deve essere effettuata attraverso onde d'urto oblique di uguale intensità, seguite da un'onda normale.

Gli studi hanno portato poi a constatare che si avrà un maggior rendimento di compressione quanto maggiore sarà il numero di onde oblique.

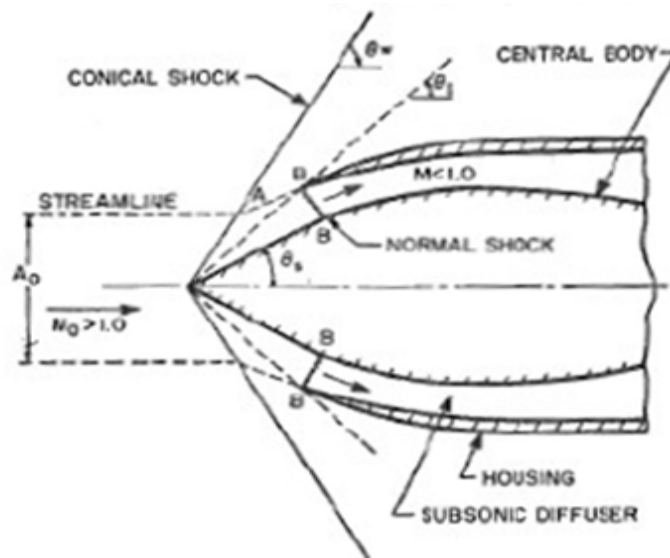
Nel nostro caso si è deciso di attuare la compressione attraverso due onde deboli ed una forte.

La nostra scelta è stata dipesa anche dal fatto che un elevato numero di onde oblique avrebbe causato un aumento del peso e della complessità della presa d'aria.

Le prese d'aria che assolvono a questo compito sono di due tipi:

- presa d'aria con cono centrale esterno, fisso o mobile;
- presa d'aria con paratie interne mobili.

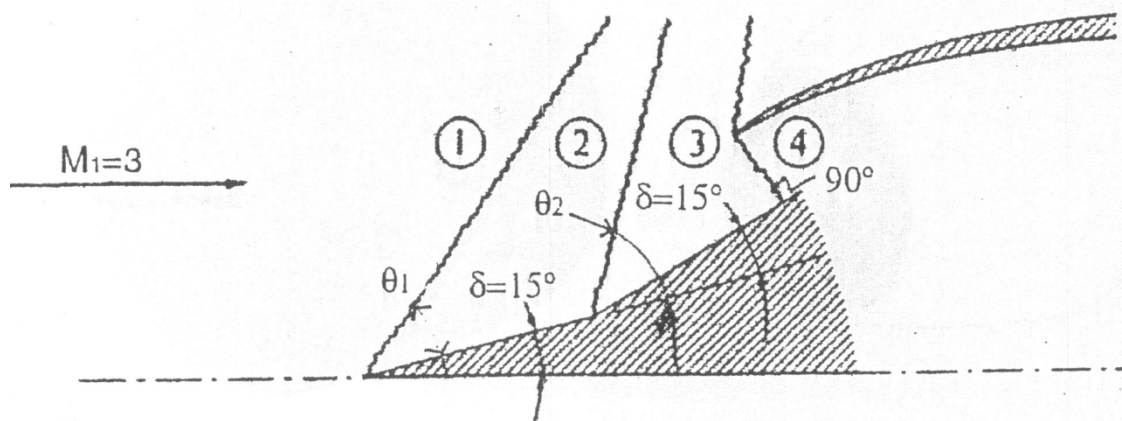
## Preso d'aria con cono centrale



In questa configurazione l'aria quando incontra la punta del cono genera la prima onda di shock debole e quando raggiunge la sezione di ingresso del motore si forma una seconda onda di forte intensità tra il bordo della presa d'aria e la superficie del cono, ortogonale ad essa e attaccata al corpo.

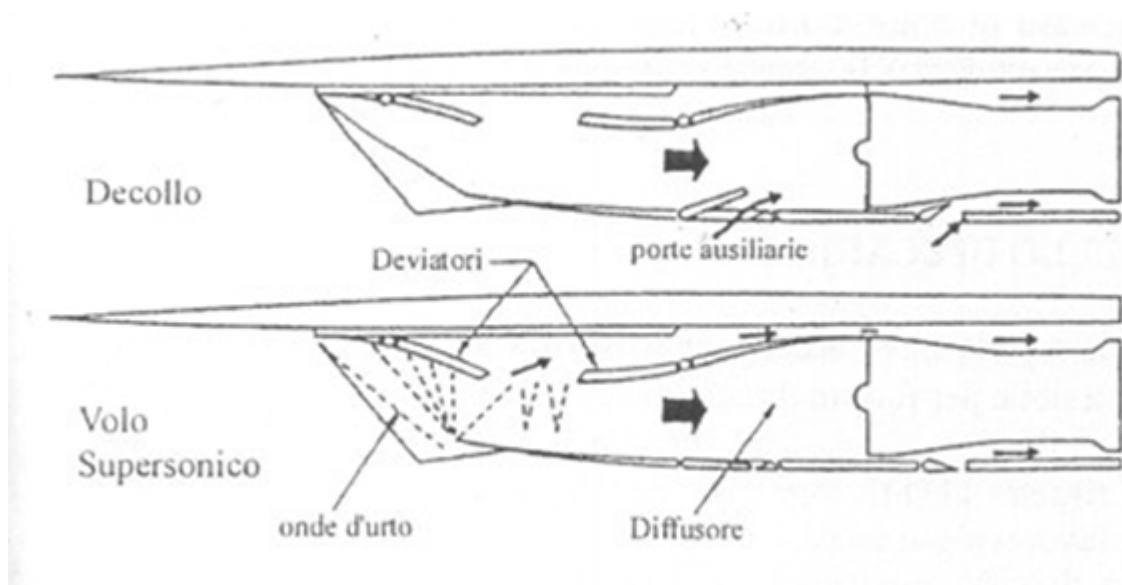
Superata questa seconda onda, il flusso è ormai subsonico e può essere rallentato con un normale diffusore.

Se vengono richieste due onde deboli prima di quella forte bisogna costruire un cono con doppia conicità alla stregua di quello riportato nella figura.



Questo è il motivo per cui non si possono ottenere più di due onde oblique con questo sistema, pena un cono eccessivamente lungo e pesante. L'unico problema della soluzione a cono fisso è che la sezione d'ingresso della presa d'aria deve essere appositamente studiata per la velocità di volo del velivolo e quindi quando essa si discosta da quella di progetto l'onda d'urto forte si stacca dal bordo della presa d'aria provocando un forte aumento della resistenza.

### Preso d'aria con pareti mobili



L'iniziale differenza tra questa soluzione e la precedente è che questa con pareti mobili elabora il flusso su superfici piane e non coniche.

La prima onda d'urto obliqua si forma sullo spigolo affilato del bordo superiore e scorrendo sulla superficie della parete nel fluido si formano altre onde oblique e all'imbocco della presa d'aria un'onda d'urto normale. Le pareti vengono mosse da pistoni idraulici che permettono di posizionarle in modo da ottenere le onde d'urto dell'intensità desiderata e sollevandole completamente si possono elaborare elevate portate d'aria necessarie in decollo.

Tale soluzione permette di generare e controllare un maggior numero di onde di shock ottenendo così anche un maggior rendimento ma non si presenta però ad essere adatto ad alte velocità.

Questo sistema infatti presenta il picco di rendimento di recupero all'incirca a mach 2 come si può notare dalla seguente tabella.

#### Ramp 1

M1	MF	P_0 RECOV	Variable angle
1			0
1,5	0,86029	0,994175	0
2	0,75265	0,954211	9
2,5	0,69256	0,850805	16
3	0,60029	0,691259	16
3,5	0,5494	0,537586	16
4	0,51731	0,411405	16

#### **Legenda:**

M1 Velocità iniziale fluido

MF Velocità in uscita dal dispositivo

P\_0 RECOV Pressione di recupero

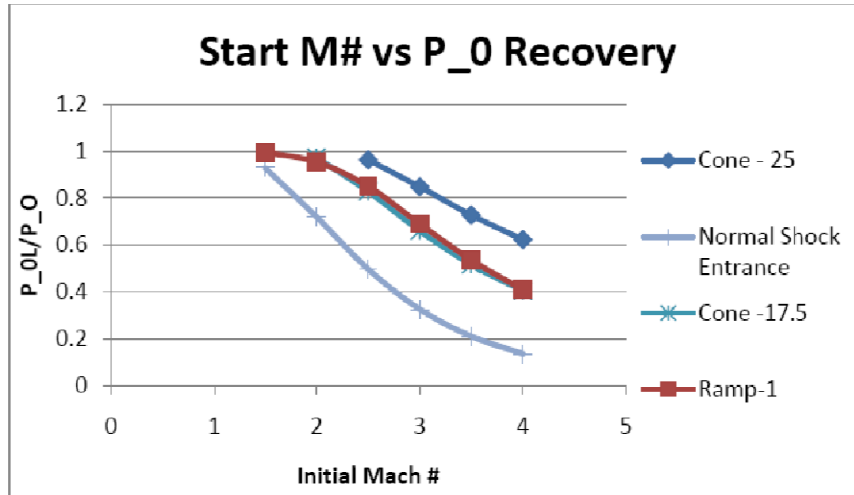
Variable angle Angolo di regolazione delle pareti mobili

Si può notare come ad un elevato numero di Mach tale sistema entri in crisi, evidenziando un brusco calo sia della pressione di recupero, sia della velocità in uscita, ben sotto al margine massimo di 0.75 Mach.

Non resta dunque che confrontare le due soluzioni e scegliere quella più opportuna.

## La scelta migliore

Nel grafico seguente sono rappresentati contemporaneamente l'andamento per un cono con semiangolo di 25 e 17.5 gradi, rampa e onda d'urto normale.



Si può osservare come il sistema a rampa e quello a cono di 17.5 gradi siano quasi equivalenti (un'analisi più accurata tuttavia evidenzia come MF presenti valori più vicini al desiderato nel sistema a rampa), e come questi sistemi siano gli unici che garantiscono una ottima modulabilità, ma un basso rendimento a velocità elevate. Per Mach  $>2.5$  risulta infatti vincente la configurazione a cono di 25 gradi anche se, come detto, sotto tale velocità il suo comportamento è assimilabile a quello del worse case scenario.

Date le premesse del caso e lo scopo della trattazione (si punta a raggiungere velocità massime vicine a Mach 3), si opta per la scelta del sistema di recupero a cono mobile con semiangolo di apertura di  $25^\circ$  come valore di primo tentativo. Nel caso tale velocità non risultasse raggiungibile (per mancanza di spinta, ad esempio), si provvederà ad una rianalisi della scelta ed eventualmente al cambio di sistema.

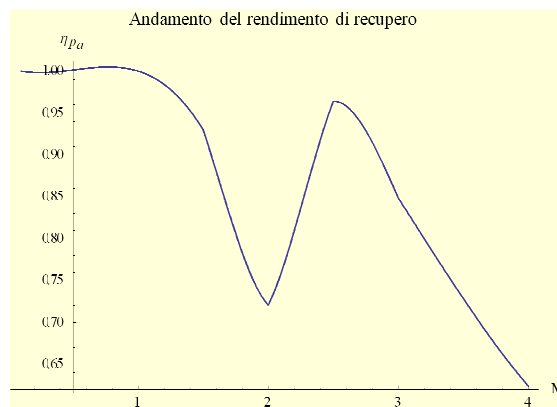
I dati che dovranno essere interpolati nel codice di calcolo sono riportati in tabella. Si specifica che, prima di Mach 2.5, a cono tutto rientrato, si utilizza il modello di onde normali sintetizzato nella tabella a fianco.

Normal Shock entrance					
M1	MF	P_0 Recov	M1	M2	P_0 recov.
1			1	1	1
1,5			1,5	0,70109	0,92979
2			2	0,57735	0,72087
2,5	0,74829	0,96304	2,5	0,51299	0,49901
3	0,63613	0,84849	3	0,47519	0,32834
3,5	0,5801	0,7823	3,5	0,45115	0,21295
4	0,54584	0,624	4	0,43496	0,13876

```
pointsPressureRecovery=
{{0.1,1},{1,1},{1.5,0.92979},{2,0.72087},{2.5,0.96394},{3,0.84849},{3.5,0.7283},{4,0.624}};
```

```
intakePressureRecovery = Interpolation[pointsPressureRecovery];
```

```
Plot[intakePressureRecovery[x],{x,0.1,4},AxesLabel→{"M", "ηpa"},
PlotLabel→"Andamento del rendimento di recupero", Background→LightYellow]
```



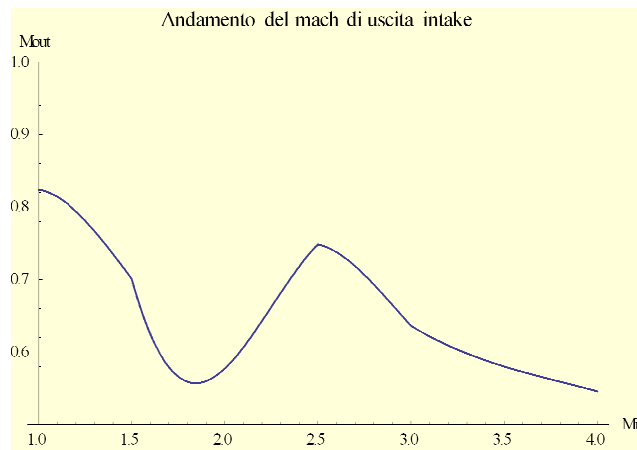
```
pointsMachExit=
{{0.1,0.1},{1,1},{1.5,0.70109},{2,0.57735},{2.5,0.74829},{3,0.63613},{3.5,0.5801},{4,0.54584}};(*SR-71 25°,Cheetham*)\0.01
```

```
IntakeMachExit=Interpolation[pointsMachExit];
```

```
Plot[IntakeMachExit[x],{x,1,4},AxesLabel→{"Mi", "Mout"},
```

```
PlotRange→{Automatic,{0.50,1}},PlotLabel→"Andamento del mach di uscita intake", Background→LightYellow]
```





## 4.4 Compressore

La compressione di un aeriforme può essere effettuata utilizzando due tipologie di compressori: compressori volumetrici e turbocompressori.

Il secondo gruppo comprende macchine a flusso centrifugo ed a flusso assiale che sono usualmente azionate da una turbina accoppiata allo stesso albero del compressore (non per il caso oggetto dello studio). I compressori centrifughi vengono realizzati anche in unita singola, mentre le macchine assiali sono tipicamente macchine multistadio. In piccoli motori, un compressore assiale è usato con funzione di booster per incrementare la pressione all'ingresso del compressore centrifugo.

Limitatamente alla tipologia dei turbocompressori, i vantaggi e svantaggi principali dei due assetti risultano:

- il compressore centrifugo è di norma più robusto dell'assiale;
- il compressore assiale elabora una maggiore portata a parità di ingombro rispetto al centrifugo.

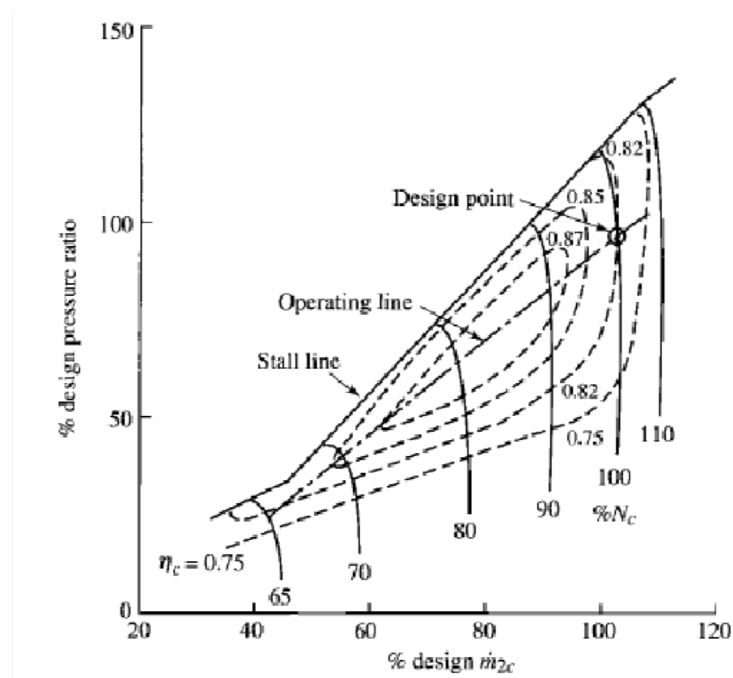
Dato che la portata è un importante fattore nel determinare l'ammontare della spinta, il compressore assiale determina una spinta maggiore a parità di area frontale. Questo, unitamente alla possibilità di aumentare il rapporto di compressione utilizzando soluzioni multistadio, ha condotto all'adozione di

compressori assiali nella maggior parte dei motori aeronautici;

- la tendenza ad adottare rapporti di pressione crescenti negli anni ha favorito l'adozione di compressori assiali in quanto permettono di realizzare migliori efficienze;

- il compressore centrifugo è comunque favorito per piccoli motori dove la sua semplicità e robustezza consente di superare alcuni altri svantaggi.

Le curve caratteristiche o “mappe” dei compressori sono diagrammi che descrivono le prestazioni della macchina. Sono ricavate sperimentalmente e riportano, al variare del numero di giri, il rapporto di compressione ed il rendimento adiabatico al variare della portata.



Le curve in figura sono “confinare” tra la linea del “surge” a sinistra e la linea del “choking” a destra (non rappresentata in figura). Ad ogni numero di giri, la portata viene variata tra due limiti, uno inferiore (surge limit) ed uno superiore (choking limit). La “surge line” rappresenta il luogo dei punti di caratteristica massima oltre la quale non è opportuno spingersi per evitare fenomeni di instabilità associati ad una rapida diminuzione del

rapporto di compressione ed a violente pulsazioni aerodinamiche che si ripercuoterebbero sull'intera macchina con possibilità di inversione di flusso. Oltre questa linea, ogni scostamento da una condizione di funzionamento stabile viene amplificato, mentre prima della linea il sistema è in grado di correggere i disturbi, riportandosi verso un punto di funzionamento stabile. Verso destra nel grafico si raggiunge un limite alla portata per ogni numero di giri (choking). La linea centrale rappresenta il luogo dei punti di efficienza massima e lungo di essa si trovano i punti di funzionamento di progetto. Senza entrare nelle specifico delle caratteristiche dimensionali del compressore scelto per lo studio, ovviamente assiale, si fa notare che si è scelto un rapporto di compressione pari a 20 e rendimento pari a 0.87: tale scelta è dettata in primo luogo dalla potenza messa in campo dalle due tipologie di motore ed il secondo luogo dal fatto che il motore Diesel tollera una pressione in adduzione non superiore ai 20 bar (si ricorda che nell' assetto a quattro tempi bisogna considerare anche il rapporto di compressione del fan per il quale dovrà essere moltiplicato quello del compressore).

```

u[quota_, mach_] := mach * ISAMACH[quota];

M1 = 0.7;

M2 = 0.3; (*velocità a valle del diffusore*)

γ = 1.395;
γ02 = 1.390;

p2f[quota_, mach_] := Block[{},
  pa = ISAPRESSURE[quota];
  ηpa = intakePressureRecovery[mach];

  p0a = pa  $\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \text{mach}^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$ ;
  p01 = p0a ηpa;
  p1 =  $\frac{p01}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M1^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}$ ;
  p02 = p01;
  p2 =  $\frac{p02}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M2^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}$ ;
  Return[p2];
]

```

```

T2f[quota_, mach_] := Block[{},
  Ta = ISATEMPERATURE[quota];  $\eta_{pa} = \text{intakePressureRecovery}[\text{mach}]$ ;
  T0a = Ta  $\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \text{mach}^2\right)$ ;
  T01 = T0a  $(\eta_{pa})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$ ;
  T1 =  $\frac{T01}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M1^2\right)}$ ;
  T02 = T01;
  T2 =  $\frac{T02}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M2^2\right)}$ ;
  Return[T2];
]

```

```

 $\rho_{2f}[\text{quota}_, \text{mach}_] := \frac{p_{2f}[\text{quota}, \text{mach}]}{R T_{2f}[\text{quota}, \text{mach}]}$ ;

```

```

 $u_{2f}[\text{quota}_, \text{mach}_] := M2 \sqrt{\gamma R T_{2f}[\text{quota}, \text{mach}]}$ ;

```

```

 $\eta_f = 0.84$ ;

```

```

 $\beta_f = 1.2$ ;

```

```

 $p_{3f}[\text{quota}_, \text{mach}_] := \beta_f p_{2f}[\text{quota}, \text{mach}]$ ;

```

```

 $T_{3f}[\text{quota}_, \text{mach}_] := T_{2f}[\text{quota}, \text{mach}] \left(1 + \frac{1}{\eta_f} \left(\beta_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right)\right)$ ;

```

```

 $\beta_c = 5$ ;

```

```

 $p_4[\text{quota}_, \text{mach}_] := \beta_c p_{3f}[\text{quota}, \text{mach}]$ ;

```

```

 $\eta_c = 0.87$ ;

```

```

(*l'ossigeno entra nel compressore*)

```

```

 $p_{\text{serbatoioO2}} = 202650$ ;

```

```

(*TserbatoioO2=51 temperatura di congelamento dell'ossigeno liquido*)

```

```

 $p_{O2} = \beta_c p_{\text{serbatoioO2}}$ ;

```

```

 $T_{4O2} := 51 \left(1 + \frac{1}{\eta_c} \left(\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right)\right)$ ; (*temperatura O2 dopo la compressione*)

```

```

 $T_4[\text{quota}_, \text{mach}_] := T_{3f}[\text{quota}, \text{mach}] \left(1 + \frac{1}{\eta_c} \left(\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right)\right)$ ;

```

## 4.5 Motore

Il motore è un Diesel 16 cilindri con le seguenti caratteristiche:

```
alesaggio =  $\frac{150}{1000}$ ; (*[m]*)
corsa =  $\frac{66.5}{1000}$ ; (*[m]*)
ncil = 16; (*numero di cilindri*)
rpmMAX = 10 000; (* $\left[\frac{1}{\text{min}}\right]$ *)
 $\eta_{\text{vol}} = 0.81$ ; (*rendimento volumetrico*)
Tinengine = 50 + 273.15;
(*temperatura massima di entrata al motore+necessario intercooler*)
ToutengineMAX = 1063 + 273.15; (*massima temperatura in uscita dal motore*)
RendimentoMotoreaTMax = 0.45;
Toutengine $\eta_{\text{MAX}} = 750 + 273.15$ ;
(*temperatura in uscita dal motore per il massimo rendimento*)
RendimentoMotoreMax = 0.50;
cilindrata = Pi  $\frac{\text{alesaggio}^2}{4}$  corsa (*[m3]*)
0.00117515
```

### Variazione della densità

Considerando che ad una quota indicativa di 20 km facciamo entrare all'interno della camera di combustione anche l'ossigeno puro presente nel serbatoio in forma liquida e poi successivamente espanso in forma gassosa attraverso una normalissima valvola di espansione e il compressore appena dimensionato, la densità del comburente cambierà secondo una relazione approssimata. In questo modo si nota dal grafico che la densità ha un sensibile miglioramento alla quota prevista rimanendo circa costante per il resto del tragitto. Tutto questo a vantaggio del rendimento del motore.

```

portatamassica [quota_, mach_, rpm_] := Block[ {},
  prif =  $\beta_c \beta_f p_{2f}$  [quota, mach] ;
   $\rho_{inengine} = \frac{prif}{R T_{inengine}}$  ;
  Vpunto = cilindrata ncil  $\eta_{vol}$  0.5  $\frac{rpm}{60}$  ;
  mpunto =  $\rho_{inengine}$  Vpunto ;
  Return [mpunto] ;
]

(*spintavecchia [quota_, mach_, rpm_, percent_] := Block[ {},
  Toutengine =  $\frac{percent}{100}$  ToutengineMAX ;
  (*variazione della temperatura in funzione del carico*)
  pugello = 3.5 ; (* pressione allo scarico in condizioni nominali*)
  betamotore =  $\frac{pugello}{\beta_c \beta_f}$  ; (*rapporto riduzione di pressione nel motore*)

   $\eta_n = 0.95$  ; (*rendimento ugello*)
  pout = prif betamotore ;

  
$$ue = \sqrt{\frac{(2 \gamma) \eta_n R Toutengine \left( 1 - \left( \frac{p_a}{p_{out}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)}{\gamma - 1}}$$
 ;

  s = portatamassica [quota, mach, rpm] (ue - u [quota, mach]) ;
  Return [s] ;
] *)

(*Plot [spintavecchia [x, 3, 10000, 100], {x, 0, 30}, AxesLabel -> {"x [Km]", "spinta [N]"}] *)

```

```

spintanuova [quota_, mach_, rpm_, percent_] := Block[ {},
  Toutengine =  $\frac{percent}{100}$  ToutengineMAX ;
  (*variazione della temperatura in funzione del carico*)
  pugello = 3.5 ; (* pressione allo scarico in condizioni nominali*)
   $\eta_n = 0.95$  ; (*rendimento ugello*)
  betamotore =  $\frac{pugello}{\beta_c \beta_f}$  ; (*rapporto riduzione di pressione nel motore*)

   $\gamma = 1.395$  ;
   $\gamma_{O2} = 1.390$  ;

```

$$ue = \sqrt{\frac{(2 \gamma) \eta_n R Toutengine \left( 1 - \left( \frac{p_a}{prif \text{betamotore}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)}{\gamma - 1}} ;$$

$$ue_{O2} = \sqrt{\frac{(2 \gamma_{O2}) \eta_n R Toutengine \left( 1 - \left( \frac{p_a}{p_{O2} \text{betamotore}} \right)^{\frac{\gamma_{O2}-1}{\gamma_{O2}}} \right)}{\gamma - 1}} ;$$

```

If[quota > 0 && quota ≤ 35,
  s = portatamassica[quota, mach, rpm] (ue - u[quota, mach]);
];
If[quota > 35,
  s = portatamassica[35, mach, rpm] (ueO2 - u[quota, mach]);
];
Return[s];
]

(*Plot3D[spintanuova[x,y,rpmMAX,100],{x,0,50},
{y,0.1,3},PlotRange→{Automatic,Automatic,{0,Automatic}},
AxesLabel→{"quota [km]","M","spinta [N]"},
PlotLabel→"Andamento della spinta massima per singolo motore (3-D)",
Background→LightYellow]*)

Plot[spintanuova[x,3,10000,100],{x,0,100},AxesLabel→{"x[Km]","Spinta[N]"},
PlotLabel→"Andamento della spinta massima per singolo motore (2-D)",
Background→LightYellow]

```



```

portatamassica[35,3,10000]*0.3
(*portata di ossigeno presente nella portata massica ideale*)
0.404863

spintanuova[35,3,10000,100]
600.971

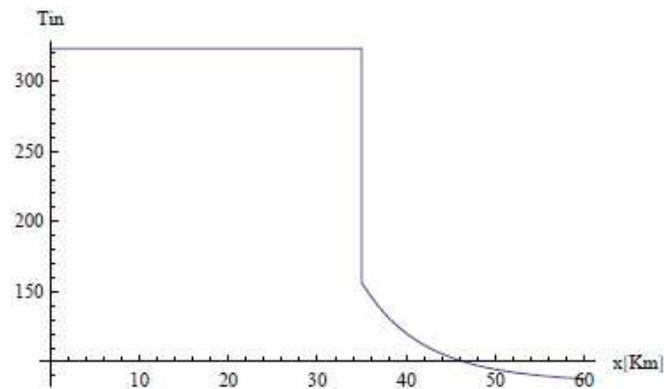
T4[35,3](*aria, necessario intercooler per arrivare a 50+273.15*)
1092.05

T4O2(*temperatura dell'O2 in uscita dal compressore*)
84.8421

Temperaturain[quota_] := Block[{},
  Taria = 50 + 273.15; (*dopo intercooler*)
  If[quota > 0 && quota ≤ 35,
    Tin = Taria;
    Return[Tin];
  ];
]

```

```
Plot[Temperaturain[x], {x, 0, 60}, AxesLabel -> {"x[Km]", "Tin"}]
```



La temperatura all'interno del motore, raggiunti i 35 km , subisce un brusco calo.

## Calcolo delle forze

### 5.1 Spinta

La portata massica in ingresso al motore, quindi il flusso primario, sarà:

```
cp = 1013;
```

```
Lf[quota_, mach_] := cp (T3f[quota, mach] - T2f[quota, mach]);
```

```
Lc[quota_, mach_] := cp (T4[quota, mach] - T3f[quota, mach]);
```

```
pnom = 600 000;
```

```
Wmax[quota_, mach_] := 400 ncil 735.5  $\frac{\beta_c \beta_f p_{2f}[quota, mach]}{pnom}$ 
```

```
Solve[mtot Lf[30, 3] + Lc[30, 3] portatamassica[30, 3, 10 000] = Wmax[30, 3], mtot]
```

```
{{mtot -> 11.3539}}
```

```
(*Areafan =  $\frac{32.9512}{(u_{2f}[34, 3] \rho_{2f}[34, 3])}$  *)
```

```
(*diametrofan =  $2\sqrt{\frac{Areafan}{\pi}}$  *)
```

```
1.71012
```

```
(*Areaf=2;
```

```
portatafan[quota_, mach_] := Areaf u2f[quota, mach] rho2f[quota, mach]; *)
```

```
(*BPR[quota_, mach_, rpm_] := portatafan[quota, mach] - portatamassica[quota, mach, rpm]; *)
```

```
(*uefreheat[quota_, mach_] := Block[{},
```

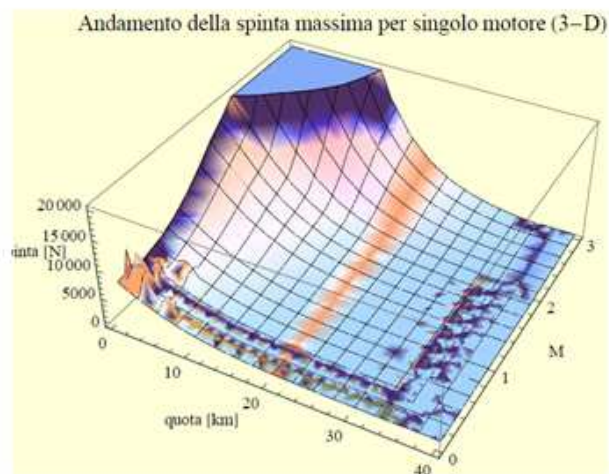
```
uf[quota_, mach_] :=
```



```

Plot3D[spintatot[x, y, rpmMAX, 100], {x, 0, 40},
{y, 0.1, 3}, PlotRange -> {Automatic, Automatic, {0, Automatic}},
AxesLabel -> {"quota [km]", "M", "spinta [N]"}, PlotLabel ->
" Andamento della spinta massima per singolo motore (3-D)", Background -> LightYellow]

```



```

(*mfuel[quota_, mach_, rpm_] := Block[{}, If[mach < 1.4, Treheat = T3f[quota, mach];
mf = (BPR[quota, mach, rpm] cp (Treheat - T3f[quota, mach])) / (4.186 1000 10000) ;
Return[mf],
Treheat = 1700;
mf = (BPR[quota, mach, rpm] cp (Treheat - T3f[quota, mach])) / (4.186 1000 10000) ;
Return[mf]]
]*)

```

(\*RESISTENZE\*)

S = 585 ; (\*[m<sup>2</sup>] superficie alare Valkyrie\*)

## 5.2 Portanza

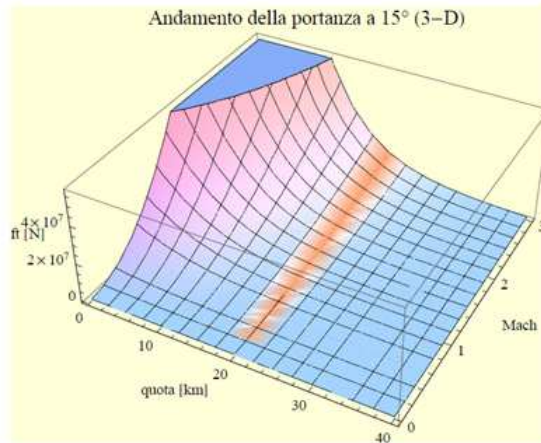
Per una stima del coefficiente di lift si interpolano i dati relativi alle misurazioni effettuate su un'ala di profilo Alpha biconvex con aspect ratio  $\tau=0.344$ . Tale ala, molto “sottile”, garantisce un alto lift ad alti angoli di incidenza, con condizioni di stallo oltre i  $30^\circ$ . Le misurazioni, nella documentazione presa in esame, sono state effettuate su un modello in galleria del vento; il numero di Reynolds per il fluido, tenendo conto delle dimensioni del modello, è  $Re=2.2 \times 10^5$ . Interpolazione dei dati:

```
puntiCl = {{0.0, 0.3000}, {0.5, 0.3250}, {1.5, 0.3781}, {2.5, 0.4156},
           {3.5, 0.4563}, {4.5, 0.5125}, {5.5, 0.5656}, {6.5, 0.5938}, {7.5, 0.5938},
           {8.5, 0.5844}, {9.5, 0.5750}, {10.5, 0.5750}, {11.5, 0.5844}, {12.5, 0.5875},
           {13.5, 0.6000}, {14.5, 0.6094}, {15.5, 0.6094}, {16.5, 0.6125},
           {17.5, 0.6125}, {18.5, 0.6219}, {19.5, 0.6375}, {20.5, 0.6563}, {21.5, 0.6813},
           {22.5, 0.6969}, {23.5, 0.6875}, {24.5, 0.6688}, {25.5, 0.6375}, {26.5, 0.6125},
           {27.5, 0.6000}, {28.5, 0.5844}, {29.5, 0.5563}, {30.5, 0.5438}};
(*Alpha biconvex aspect ratio  $\tau=0.344$ , Alonso*)
andamentoCl = Interpolation[puntiCl];
Plot[andamentoCl[x], {x, 0, 30}, AxesLabel -> {" $\alpha$  [°]", " $C_L$ "},
     PlotLabel -> "Andamento di  $C_L$  in funzione dell'angolo di attacco",
     Background -> LightYellow]
```



```
Lift[quota_, mach_,  $\alpha$ _] := Block[(),
   $C_L$  = andamentoCl[ $\alpha$ ];
  lift =  $\frac{1}{2}$   $C_L$  ISADENSITY[quota] u[quota, mach]2 S;
  Return[lift];
]
```

```
Plot3D[Lift[x, y, 23], {x, 0, 40}, {y, 0, 3},
  AxesLabel -> {"quota [km]", "Mach", "lift [N]"},
  PlotLabel -> "Andamento della portanza a 15° (3-D)", Background -> LightYellow]
```



## 5.3 Resistenze (Drag)

Come si può notare in figura, in un velivolo con ala a delta, alla velocità ipersonica, la resistenza totale è divisa in tre parti circa uguali: d'onda, indotta, d'attrito.

### Resistenza d'onda

Questa resistenza è provocata dalla comprimibilità del fluido attraversato, e dipende dalla forma del velivolo e dal numero di Mach di volo. Per similarità con il Concorde assumiamo i dati di quest'ultimo.

$$CD_{conc} = 2 \text{ spinta}_{conc} / (\rho a_{conc} S u_{conc}^2);$$

$$CD_{wconc} = CD_{conc} / 3;$$

$$CD_w = CD_{wconc}$$

$$0.00576269$$

## Resistenza d'attrito

Questa resistenza è causata dalla viscosità del fluido che scorre sulla superficie bagnata del velivolo, e dipende essenzialmente dal numero di Reynolds del velivolo stesso. Dalla formula del n° di Reynolds ( $Re$ ) a parità di caratteristiche dell'aria, volando alla stessa velocità,  $Re$  varia al variare della lunghezza del corpo. Ne consegue che il coefficiente di resistenza d'attrito non potrà essere uguale per entrambi i velivoli.

$$R = (\rho \times u \times l) / \mu = (u \times l) / \nu$$

- $\rho$  : densità dell'aria;
- $u$ : velocità del flusso;
- $l$ : lunghezza del corpo;
- $\mu$ : viscosità statica del fluido;
- $\nu = \mu/\rho$ : viscosità cinematica del fluido.

Per calcolare la resistenza d'attrito si utilizza un metodo semplificato detto dell'analogia della lastra piana. Con questo metodo si stima la resistenza d'attrito di un corpo determinando il coefficiente della resistenza d'attrito di una lamina piana di uguale lunghezza caratteristica investita da una corrente parallela alla stessa velocità, e correggendo il risultato con un fattore di forma. Da questo, una volta nota la superficie bagnata del corpo, si può determinare la resistenza d'attrito del medesimo.

$$F_d = \frac{1}{2} \times \rho \times u^2 \times S_{wet} \times C_f \times (1+d)$$

- $S_{WET}$ : superficie bagnata del corpo;
- $C_F$ : coefficiente di resistenza della lamina piana;
- $\varphi$ : fattore di correzione della forma.

Essendo nota la resistenza d'attrito del Concorde, una volta determinato il  $C_F$  della lamina piana ad esso corrispondente, si potrà determinare il valore di  $\varphi$ , altrimenti sconosciuto. Data la similitudine geometrica dei due velivoli si può considerare il valore di  $\varphi$  uguale per entrambi.

Il primo passo, quindi, è quello di calcolare il  $n^\circ$  di Reynolds del Concorde. La resistenza valutata è quella dell'intero aereo, quindi come lunghezza di riferimento è stata scelta la lunghezza della fusoliera. Si valuta inoltre la transizione dello strato limite da laminare a turbolento; i risultati danno una transizione molto precoce, si può quindi considerare tutto lo strato limite in regime turbolento. Fatto questo si calcola il  $C_F$  del Concorde con la formula dello strato limite turbolento:

$$C_f = 0.072 / (Re)^{0.2}$$

e si determina  $\phi$ .

Ora si procede a calcolare il  $C_F$  della lamina piana corrispondente al velivolo dei precedenti progetti, con gli stessi metodi appena visti. Risulta infatti anche per il nostro velivolo una zona di strato limite laminare trascurabile rispetto a quella turbolenta. A questo punto si hanno tutti gli elementi necessari a trovare i valori di portanza e resistenza necessari.

Nell'ipotesi di volare a Mach 2.0 o Mach 2.5, visto che il coefficiente di resistenza d'onda aumenta e quello di resistenza d'attrito diminuisce si considera costante il coefficiente di resistenza a portanza nulla  $C_{d0}$ , si ricalcolano i nuovi valori del  $C_l$  e del  $C_d$ .

```

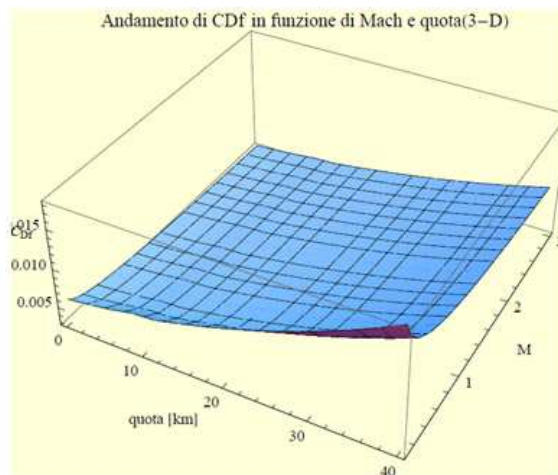
uValk = 888.88; (*velocità di crociera del Valkyrie*)
rhoValk = 0.16542; (*densità aria alla quota di crociera del Valkyrie*)
spintaValk = 6 * 84000; (*[N] spinta Valkyrie*)
CDF[quota_, mach_] := Block[{
  Sw = 57.6 * 6 * 585;
  (* Superficie bagnata Valkyrie (area calcolata sommando un approssimazione
  rettangolare della fusoliera con la superficie alare data *)
  l = 57.6; (* lunghezza totale Valkyrie*)
  va = 8.7045 * 10^-5; (* viscosità cinematica Valkyrie*)
  RLValk =  $\frac{uValk l}{va}$ ; (* Reynolds *)
  u[quota, mach] l

  CFValk =  $\frac{0.072}{RLValk^{0.2}}$ ;
  CF =  $\frac{0.072}{RL^{0.2}}$ ;
  FDValk =  $\frac{spintaValk}{3}$ ;
  phi =  $\frac{2 FDValk}{rhoValk uValk^2 Sw CFValk} - 1$ ;
  FD = 0.5 ISADENSITY[quota] u[quota, mach]^2 Sw CF (1 + phi);
  Cdf =  $\frac{2 FD}{\dots}$ ;

```

```
Plot3D[Cdf[x, y], {x, 0, 40}, {y, 0.1, 3}, AxesLabel -> {"quota [km]", "M", "CDi"},
  PlotLabel -> "Andamento di CDF in funzione di Mach e quota(3-D)",
  Background -> LightYellow]
```

Plot3D::exclul:  $\left\{ \text{Im}\left[ \frac{\sqrt{\pi} y}{\nu} \right] - 0 \right\}$  must be a list of equalities or real-valued functions.



## Resistenza indotta

Questo tipo di resistenza è dovuta dalla natura finita dell'ala e dai vortici che si sviluppano alle sue estremità a causa della differenza di pressione esistente fra dorso e ventre alare. Come noto, il coefficiente di resistenza indotta si ottiene dalla formula

$$C_{Di} = \frac{(C_L^2)}{(\pi \times AR)} \times (1 + \delta)$$

con:

- $AR$ : allungamento (aspect ratio),
- $\delta$ : fattore di correzione per la distribuzione di portanza non ellittica.

E' evidente che, data la similitudine geometrica dei due velivoli, i valori di  $\delta$  e di  $AR$  sono uguali per entrambi.

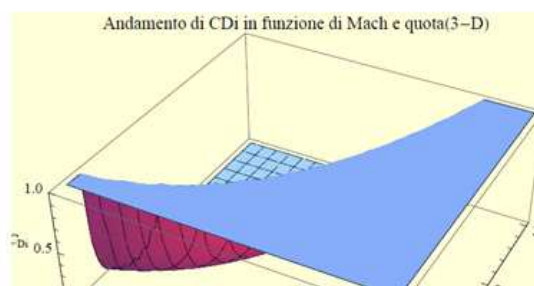
```

CDValk = 2  $\frac{\text{spintaValk}}{\rho\text{aValk S uValk}^2}$ ;
CDwValk =  $\frac{\text{CDValk}}{3}$ ;
CDw = CDwValk
0.0043945

mValk = 246 000; (*[kg]*)
peso = 9.81 mValk;
CDi[quota_, mach_] := Block[{C1},
  CDiValk =  $\frac{\text{CDValk}}{3}$ ;
  pesoValk = mValk 9.81;
  C1Valk = 2  $\frac{\text{pesoValk}}{\rho\text{aValk S uValk}^2}$ ;
  C1 =  $\frac{2 \text{ peso}}{\text{ISADENSITY}[quota] \text{u}[quota, mach]^2 \text{S}}$ ;
  Cdi =  $\frac{\text{CDiValk}}{\text{C1Valk}^2} \text{C1}^2$ ;
  Return[Cdi];
]

Plot3D[CDi[x, y], {x, 0, 40}, {y, 0.1, 3},
  PlotRange -> {Automatic, Automatic, {0, 1}}, AxesLabel -> {"quota [km]", "M", "CDi"},
  PlotLabel -> "Andamento di CDi in funzione di Mach e quota(3-D)",
  Background -> LightYellow]

```





## Drag totale

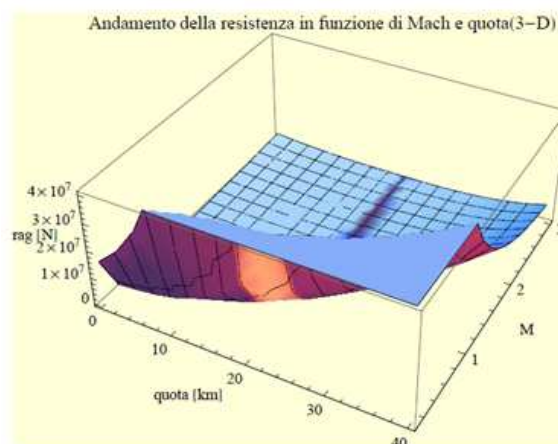
Una volta ricavati il coefficiente di resistenza d'attrito ( $C_{df}$ ), d'onda ( $C_{dw}$ ) e indotta ( $C_{di}$ ) al variare della quota e della velocità del velivolo (espressa in numero di Mach), non resta che sommarli per calcolare il coefficiente di resistenza totale  $C_{dtot}$  e quindi calcolare il Drag totale.

```
CDtot[quota_, mach_] := Cdf[quota, mach] + CDw + CDi[quota, mach];
```

```
Dragtot[quota_, mach_] :=  $\frac{1}{2}$  ISADENSITY[quota] S u[quota, mach]2 CDtot[quota, mach];
```

```
Plot3D[Dragtot[x, y], {x, 0, 40}, {y, 0.1, 3}, AxesLabel → {"quota [km]", "M", "Drag [N]"},  
PlotLabel → "Andamento della resistenza in funzione di Mach e quota(3-D)",  
Background → LightYellow]
```

Plot3D::excl:  $\left(\text{Im}\left[\frac{\sqrt{\pi} y}{\nu}\right] - 0\right)$  must be a list of equalities or real-valued functions.



## 5.4 Consumi



L'ossigeno che introduciamo riesce perciò a fornire una spinta che altro non è che la differenza tra la spinta effettiva e le resistenze:

```
Dragtot[35, 3]
```

```
3.14325 × 106
```

```
ConsumoOSSIGENO[Quota_, mach_] := Block[{
  spintarichiesta
},
  spintarichiesta = (spintatot[Quota, mach, 10 000, 100]) - Dragtot[Quota, mach];
  portataO2 = (spintarichiesta / (ue - u[Quota, mach])) * 0.3;
  Return[portataO2];
];
(*consumokgsusec = (35000*25+400000*portatamassicaeffettiva) / RendimentoMotoreMax /
(1000*4.186*potcalcomb);
Return[consumokgsusec] *)
```

```
Ox2 = -ConsumoOSSIGENO[35, 3] * 16
```

```
33 874.3
```

```
ConsumoGasolio[Quota_, mach_] := Block[{
  spintarichiesta
},
  spintarichiesta = (spintatot[Quota, mach, 10 000, 100]) - Dragtot[Quota, mach];
  portataO2 = (spintarichiesta / (ue - u[Quota, mach])) * 0.3 * (1.0 / (0.5));
  Return[portataO2];
];
```

```
GAS2 = -ConsumoGasolio[35, 3] * 16
```

```
67 748.7
```

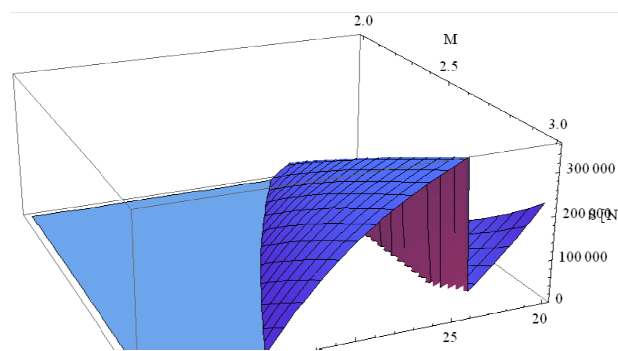
```
Payload = 157 000
```

```
157 000
```

```
Utile = Payload - Ox2 - GAS2
```

```
55 377.
```

Per un consumo di carburante pari a 67748 kg ottengo un carico utile di 55 tonnellate.



Come si nota dopo i 24 km l'ossigeno porta un aumento sensibile della spinta a Mach elevati per poi arrivare ad una quota di 35 km in cui il Drag totale è insostenibile per i nostri propulsori.

## 5.5 Serbatoio ossigeno

$$\text{MassShuttleO2} = 1.36 * 10^6 * 0.45359237$$

$$\text{MassShuttleO2tank} = 12\ 000 * 0.45359237$$

$$616\ 886.$$

$$5443.11$$

$$\text{MassO2} = 34\ 000$$

$$34\ 000$$

$$\text{MassTank} = \text{MassO2} * \text{MassShuttleO2tank} / \text{MassShuttleO2} * 3$$

$$900.$$

La massa del serbatoio dell'ossigeno risulta perciò essere di circa 1 tonnellata.

## 6. Conclusioni

Il lavoro svolto ha portato dei risultati che ci fanno capire come la soluzione di dotare il lanciatore spaziale di un serbatoio di ossigeno è un concetto vincente.

Infatti si riesce a portare un carico utile di circa 55 tonnellate ad una quota di 35 km .

Dopo tale quota, con i motori al minimo, si plana e all'altezza utile ( circa 15000 m ) riapro i coni; il motore prende potenza e vado all'atterraggio.

Ho anche verificato la massa del serbatoio dell'ossigeno che risulta essere circa 1 tonnellata e come esempio costruttivo ho considerato l'ultimo serbatoio dello space shuttle in lega di alluminio litio saldato per fiction stir welding.

Studi futuri potrebbero portare ad un più raffinato dosaggio dell'ossigeno all'interno della camera di combustione od anche ad un eventuale rinnovamento del motore in funzione di questo nuovo dato, in modo da permettere al comburente di crescere in funzione della quota e della velocità che il mezzo raggiunge con il limite delle condizioni stechiometriche imposte dal motore.

## Bibliografia

- Daniel P. Raymer - "Aircraft Design: A Conceptual Approach" - AIAA
- R. Bettocchi, P. R. Spina – "Propulsione Aeronautica con Turbogas" - Pitagora Editrice Bologna
- G. Buresti - "Aerodinamica" - Università di Pisa
- Victor J. Martin, Tesi – "Airplane take off performance" 1936
- G. Cantore " Macchine " di Progetto Leonardo
- Dispense di "Fluidodinamica" del Prof. G. Scarpi – Ingegneria Università di Bologna
- Tesi dell'Ing. Domenico Alcaro - "Dimensionamento di un gruppo motopropulsore ibrido a getto per alte velocità "AA 2007/2008
- Tesi dell'Ing. Giacomo Bernardi – " Studio di fattibilità di un velivolo supersonico a decollo verticale dotato di motori alternativi" AA 2007/2008
- Tesi dell'Ing. Marco Di Giacinto - "Studio ed ottimizzazione del motore Ibrido VD007 nella versione monoturbina " - AA 2006/2007
- Tesi dell'Ing. Maurizio Marti - "Dimensionamento e ottimizzazione di un convertiplano per distanze siberiane" - AA 2007/2008
- Tesi dell'Ing. Gaia Arcieri - "Studio ed ottimizzazione di massima di un sistema propulsivo innovativo per il lancio di satelliti geostazionari" - AA 2008/2009
- Tesi dell'Ing. Alberto Venturi - " Studio di fattibilità del sistema propulsivo di un lanciatore satellitare" - AA 2011/2012

## **Ringraziamenti**

A mio nonno che mi è sempre vicino e che mi ha insegnato a non arrendermi mai.

Ai miei genitori che hanno sempre condiviso le mie scelte.

A tutti i miei amici, compagni fedeli di mille avventure.

.