

ALMA MATER STUDIORUM
UNIVERSITA' DI BOLOGNA

SCUOLA DI INGEGNERIA E ARCHITETTURA
- Sede di Forlì -

CORSO DI LAUREA
IN INGEGNERIA MECCANICA
Classe: L-9 - Ingegneria Industriale

ELABORATO FINALE DI LAUREA
In
Disegno Tecnico Assistito Dal Calcolatore

Studio e ottimizzazione dell'installazione di un motore Diesel common rail per voli suborbitali

CANDIDATO

Andrea Angeli

RELATORE

Prof. Ing. Luca Piancastelli

Anno Accademico 2012– 2013
II Sessione

INDICE

Abstract	5
1 Introduzione	6
2 Idee e Sviluppi.....	8
2.1 Concorde	8
2.2 XB-70 Valkirye.....	10
2.3 Progetti Virgin Galactic	12
2.4 Progetto Skylon.....	13
2.5 I voli suborbitali	14
3 Motori Aeronautici.....	16
3.1 I motori turbofan	16
3.2 Rolls-Royce Trent 700	17
3.3 I motori diesel	18
4 Il progetto	20
4.1 Le scelte di progetto	20
4.2 Modellizzazione atmosferica.....	21
4.3 Il sistema propulsivo	26
4.4 La presa d'aria.....	26
4.5 Il compressore	34
4.6 Il motore.....	36
4.7 Introduzione dell'ossigeno	37
4.8 Recupero energetico.....	39
4.9 Calcolo della spinta	40
4.10 Calcolo della portanza.....	48
4.11 Calcolo delle resistenze.....	49
4.12 Drag totale.....	54
4.13 Risultante delle forze	55
4.14 Stima dei Consumi	57
4.15 Carico utile.....	61

5	Conclusioni.....	63
	Bibliografia e Sitografia	64
	Ringraziamenti	66

ABSTRACT

Quello che segue è lo studio e l'ottimizzazione dell'installazione di un motore Diesel per voli commerciali suborbitali, con relativo dimensionamento del serbatoio di ossigeno necessario per il raggiungimento della quota utile indicativa di 35000 metri.

Partendo da dati di studi e progetti già sviluppati, si giungerà a risultati che non hanno la pretesa di essere esaustivi o definitivi, in quanto frutto di necessarie semplificazioni e calcoli approssimati, ma che non compromettono la validità dell'impianto di progetto.

Lo studio potrebbe, quindi, essere una buona base di partenza per successivi studi maggiormente approfonditi ed eventuali valutazioni di fattibilità commerciale.

1 INTRODUZIONE

La necessità di muoversi su lunghe distanze, in maniera sempre più rapida ed efficiente, ha spinto i progettisti a realizzare grandi aerei di linea, per i quali il principale obiettivo è quello di trasportare il maggior numero di persone nel modo più veloce ed economico possibile.

Fino a qualche anno fa, ma solo su specifiche rotte, il Concorde era il velivolo per trasporto passeggeri con la migliore combinazione di velocità ed autonomia. Con questo velivolo, infatti, si poteva volare da Londra a New York in, circa, sole tre ore e mezza, in luogo delle sette ore necessarie per un volo normale. Il suo ritiro dal servizio nel 2003, a causa di un disastroso incidente e, anche, degli elevati oneri di servizio, ha, quindi, lasciato un vuoto nel mercato non colmabile da nessun altro velivolo.

Per il futuro si guarda, pertanto, a nuovi velivoli in grado di ottenere velocità supersoniche e che permettano di raggiungere quote elevate: queste sono, infatti, le caratteristiche alla base dell'idea del volo suborbitale.

Il tutto, ovviamente, mantenendo i costi il più possibile contenuti.

Una possibile opzione di sviluppo è quella di cambiare la motorizzazione con una più efficiente: l'idea è quella di utilizzare un motore Diesel. Questo tipo di motore, infatti, negli ultimi tempi, ha visto forti miglioramenti nelle sue prestazioni grazie all'introduzione dell'iniezione diretta ad alta pressione, unita all'uso del turbocompressore. Se le prime applicazioni in campo aeronautico sono state, principalmente, la sostituzione dei motori a benzina nei piccoli aerei ad elica, recenti studi sono stati condotti per utilizzare i motori Diesel come generatori di potenza in motori turboelica e, addirittura, in motori turbofan. Nel nostro caso, il motore Diesel, coadiuvato da una turbina di potenza, è in grado di fornire la potenza necessaria per porre in rotazione uno o più fan consumando molto meno carburante del classico gruppo compressore-camera di combustione-turbina, e riesce a fornire la spinta richiesta per volare a una velocità prossima a Mach 3.

Inoltre, un ulteriore vantaggio della scelta, rispetto alla motorizzazione tradizionale, è rappresentato dalla maggiore sicurezza del combustibile.

Studi precedenti hanno, però, portato alla luce la problematica dei motori Diesel di funzionare correttamente solo a certe quote, superati infatti i 20-25 km le

caratteristiche dell'atmosfera non permettono al motore di sviluppare sufficiente spinta, a causa, fondamentalmente, della rarefazione dell'aria.

Si è, perciò, pensato di dotare il velivolo di un serbatoio di ossigeno: raggiunta la quota limite di 20 km, verrà chiusa la presa d'aria e si inietterà nel sistema propulsivo direttamente l'ossigeno, permettendo, così, di compensare la diminuzione di densità atmosferica all'aumentare della quota.

2 IDEE E SVILUPPI

2.1 CONCORDE

L'Aérospatiale-BAC Concorde, noto semplicemente come Concorde, è stato un aereo da trasporto supersonico prodotto dal consorzio anglofrancese formato da British Aerospace ed Aérospatiale e uno dei primi aerei commerciali a volare a velocità Mach 2.



Il Concorde era un velivolo dotato di caratteristiche uniche per la sua epoca, a tutt'oggi ineguagliate, anche a causa delle scelte tecnico-commerciali che privilegiarono la costruzione di velivoli aventi una maggiore capacità di carico piuttosto che maggiori velocità.

Era dotato di un'ala a delta, senza piani di coda orizzontali e con un lunghissimo bordo d'entrata, che si protendeva fin quasi dalla cabina equipaggio. L'ala vera e propria era molto più arretrata, con una corda molto larga ed un'apertura relativamente ridotta. Nell'insieme si trattava di un disegno ideale per le alte velocità.

Siccome queste configurazioni necessitavano di un elevato angolo d'attacco al momento dell'atterraggio e del decollo, venne adottato un espediente tecnicamente complesso, ma efficace: il Concorde aveva la straordinaria capacità di variare la posizione del muso, che si inclinava verso il basso quando si trattava di atterrare o decollare per consentire sufficiente visibilità ai piloti, per poi riallinearsi con la fusoliera durante la fase di volo.

I 4 motori Olympus 593 di cui era equipaggiato, prodotti congiuntamente dalla britannica Rolls-Royce e dalla francese Snecma, erano basati su quelli sviluppati originalmente per il bombardiere strategico Avro Vulcan. Questi erano macchine termodinamiche straordinarie dotate della capacità di sostenere velocità supersoniche ad alta quota anche senza postbruciatore. Risparmiando i compromessi derivanti dal posizionarli nella fusoliera o nelle radici alari, i motori erano fissati sotto le ali non in gondole, ma in strutture scatolari largamente solidali con la parte inferiore dell'ala. Questa soluzione era stata scelta perché erano necessarie delle prese d'aria dalla forma complessa, che sarebbero state difficili da realizzare in gondole. Inoltre, tale soluzione aveva consentito di adottare un carrello meno lungo di quello, già molto "estremo", comunque necessario, in special modo per l'elemento anteriore.

Il principale vantaggio del Concorde era la possibilità di compiere la rotta New York-Parigi in tre ore e mezzo, mentre i comuni aerei commerciali impiegavano circa sette ore per la lo stesso tragitto.

Anche a causa del disastroso incidente di Parigi del 25 luglio 2000, il 24 ottobre 2003 fu ritirato dal servizio, con l'ultimo volo effettuato il 26 novembre dello stesso anno.

Caratteristiche:

- Crew: 3 (2 Pilots and a flight engineer)
- Capacity: 92–120 passengers (128 in high-density layout)
- Length: 202 ft 4 in (61.66 m)
- Wingspan: 84 ft 0 in (25.6 m)
- Height: 40 ft 0 in (12.2 m)
- Fuselage internal length: 129 ft 0 in (39.32 m)
- Fuselage width: maximum of 9 ft 5 in (2.87 m) external 8 ft 7 in (2.62 m) internal

- Fuselage height: maximum of 10 ft 10 in (3.30 m) external 6 ft 5 in (1.96 m) internal)
- Wing area: 3,856 ft² (358.25 m²)
- Empty weight: 173,500 lb (78,700 kg)
- Useful load: 245,000 lb (111,130 kg)
- Powerplant: 4 × Rolls-Royce/SNECMA Olympus 593 Mk 610 afterburning turbojets
 - Dry thrust: 32,000 lbf (140 kN) each
 - Thrust with afterburner: 38,050 lbf (169 kN) each
- Maximum fuel load: 210,940 lb (95,680 kg)
- Maximum taxiing weight: 412,000 lb (187,000 kg)

Performance:

- Maximum speed: Mach 2.04 (≈1,354 mph, 2,179 km/h) at cruise altitude
- Cruise speed: Mach 2.02 (≈1,340 mph, 2,158 km/h) at cruise altitude
- Range: 3,900 nmi (4,488.04 mi, 7,222.8 km)
- Service ceiling: 60,000 ft (18,300 m)
- Rate of climb: 5,000 ft/min (25.41 m/s)
- lift-to-drag: Low speed– 3.94, Approach– 4.35, 250 kn, 10,000 ft– 9.27, Mach 0.94– 11.47, Mach 2.04– 7.14
- Fuel consumption: 46.85 lb/mi (13.2 kg/km) operating for maximum range
- Thrust/weight: 0.373
- Maximum nose tip temperature: 260 °F (127 °C)

2.2 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.

2.3 PROGETTI VIRGIN GALACTIC

Studi precedenti in ambiti affini a quello della trattazione hanno evidenziato la peculiarità dei motori Diesel di risolvere in maniera drastica il problema dei vettori “a perdere”: un esempio ne è 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.



Caratteristiche:

- 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).

2.4 PROGETTO SKYLON

Il velivolo è 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, che l'ossigeno stoccato nei serbatoi. In questo modo si riduce 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.

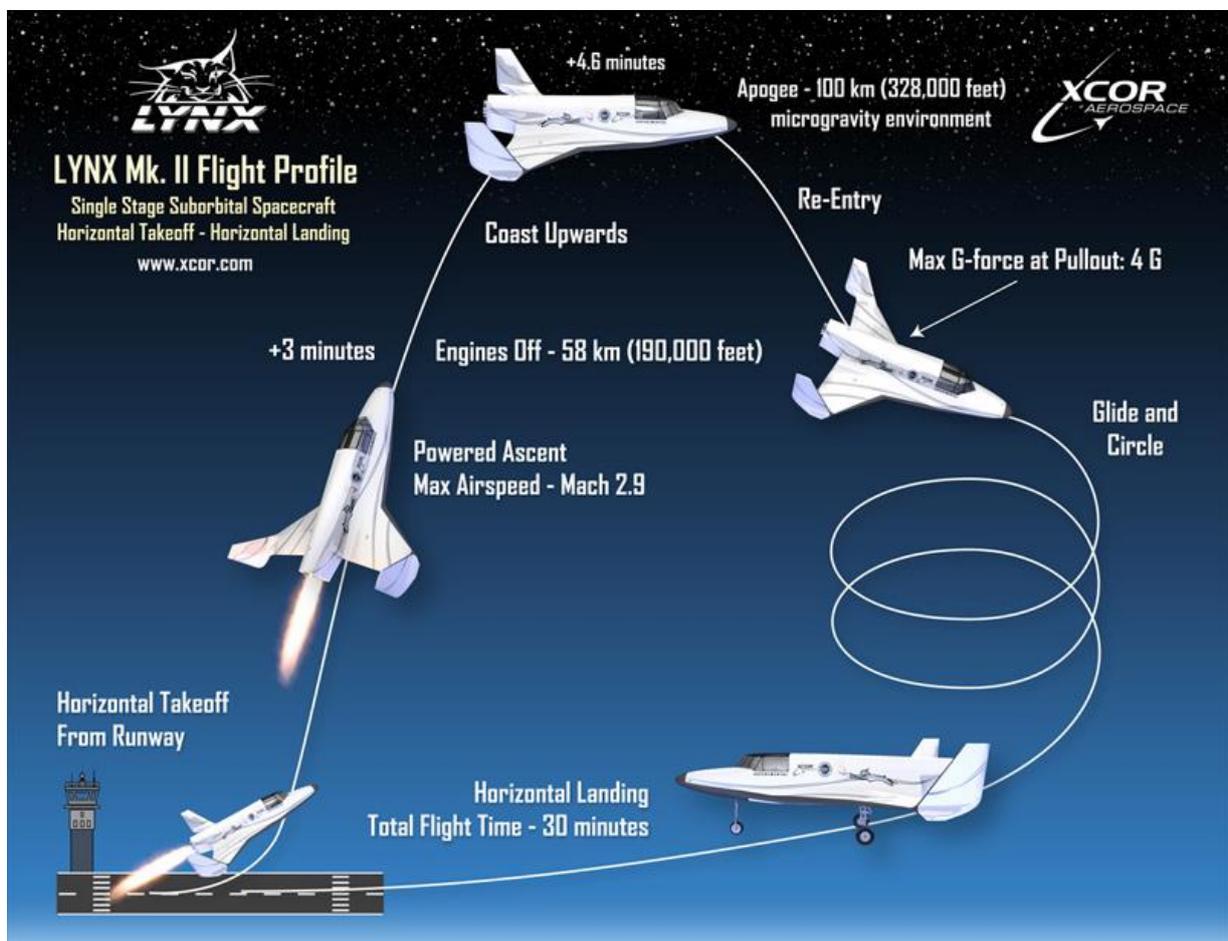
Skylon nasce come velivolo cargo, senza equipaggio umano, ma si pone come la chiave di volta di una possibile rivoluzione nel trasporto spaziale.

Lo spaziplano 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 di produzione sarebbero, però, elevatissimi: si parla di 12 miliardi di sterline, anche se il progetto è ancora in divenire.

2.5 I VOLI SUBORBITALI

Nell'ottica della riduzione dei tempi di percorrenza di volo a costi, relativamente, contenuti, si stanno sviluppando diversi studi in merito ai voli suborbitali.

Il profilo di questa tipologia di volo consiste in una rapida ascesa quasi verticale fino alla quota utile, permanenza per il tempo necessario e rientro, planato, a terra, con decollo e atterraggio orizzontali, come nei voli tradizionali.



In figura si riporta il profilo di volo del Lynx Mk II.

Il Lynx, progettato da XCOR, è un veicolo commerciale di lancio riutilizzabile (RLV). Questo veicolo di trasporto biposto, porterà esseri umani e payload in un volo suborbitale di mezz'ora per 100 km per poi tornare tranquillamente a terra presso la pista di atterraggio.

Come un normale aereo, il Lynx effettua decollo e atterraggio orizzontali, ma invece di utilizzare un motore a getto o a pistoni, il Lynx è dotato di un proprio sistema di propulsione a razzo completamente riutilizzabile. Questa tipologia di approccio è ciò che lo caratterizza e distingue rispetto alla maggior parte degli altri sistemi di lancio riutilizzabili in sviluppo.

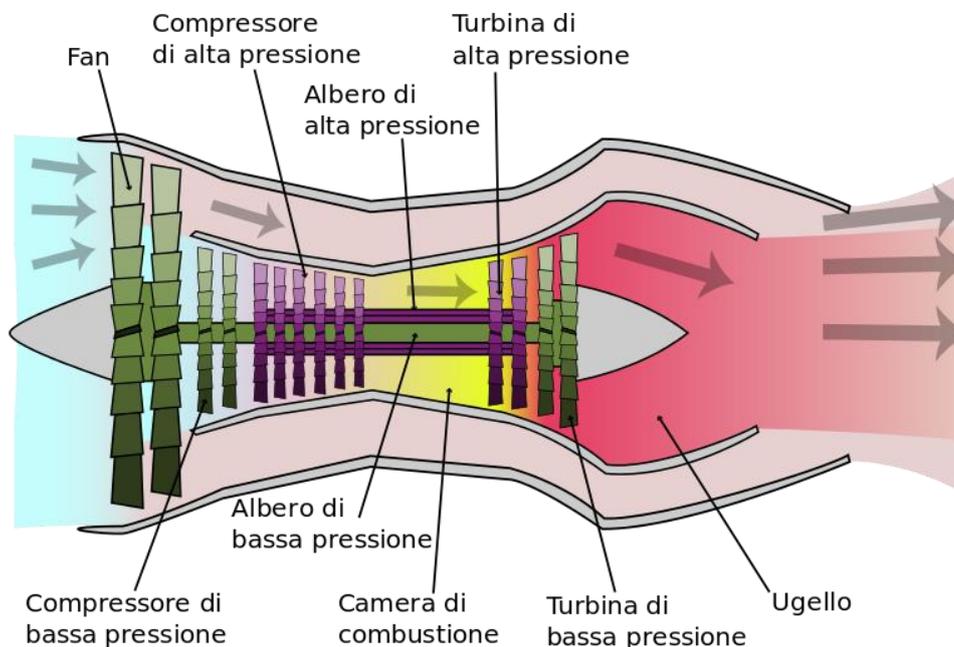
Le caratteristiche di un velivolo come il Lynx permettono operazioni a ritmo elevato, – *fino a quattro 4 voli al giorno* – preparazioni rapide e operazioni e manutenzione a basso costo, con un focus sulla sicurezza e l'affidabilità.

Lynx ha una cellula in materiale composito che lo rende leggero e forte. Con un sistema di protezione termica aggiuntiva (TPS) sul muso e nei bordi è in grado di gestire il calore del rientro dal limite dello spazio. La superficie alare è dimensionata per l'atterraggio a una velocità moderata vicina ai 90 nodi. Il Lynx è circa 9 metri di lunghezza con un'ala a doppio delta che si estende su circa 7.5 metri.

3 MOTORI AERONAUTICI

3.1 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, sono contenuti in un involucro a struttura tubolare alloggiato nella fusoliera del velivolo.

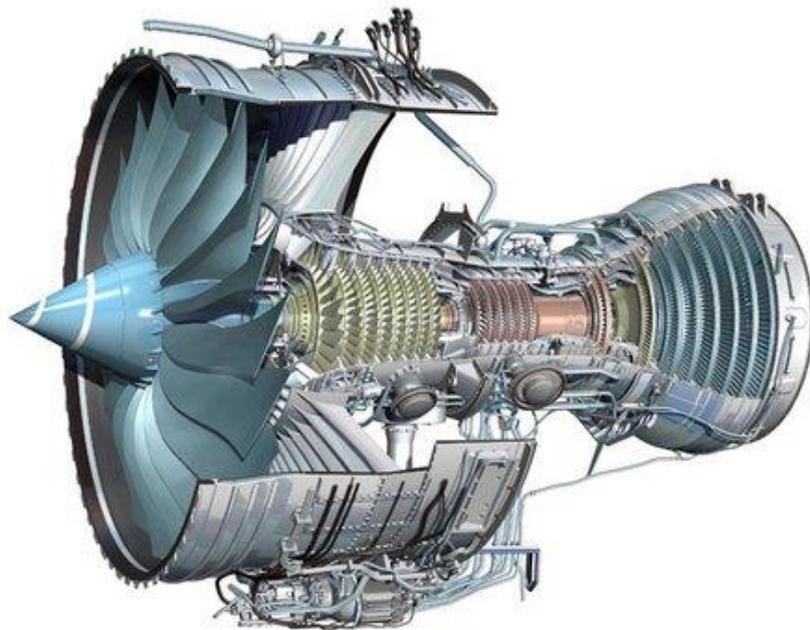


Nel motore turbogas, l'aria captata mediante le bocche, viene compressa e inviata alla camera di combustione. Il flusso dei gas caldi espulsi dalla camera di combustione, convogliati attraverso lo statore turbina, viene diretto contro le palette rotanti con un'angolazione tale da consentire la trasformazione 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 turbogas aeronautici per impieghi militari sono generalmente provvisti di post-combustori. La post-combustione è un processo che consiste nell'immettere, mediante appositi iniettori, carburante all'uscita della turbina, che brucia reagendo con l'ossigeno presente nell'aria di by-pass. Tale processo è finalizzato all'incremento della spinta fornita dal motore turbogas. 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.

3.2 ROLLS-ROYCE TRENT 700

Il Rolls-Royce Trent 700 è un motore turbofan, sviluppato partendo dal Rolls-Royce RB211 ed è la prima variante della famiglia di motori Trent.



General characteristics

- Type: Triple-spool high bypass turbofan
- Length: 3.91 m (154 in)
- Diameter: 2.473 m (97.4 in) (fan diameter)
- Dry weight: 4,785 kg (10,549 lbs)

- Bypass ratio: 5.0:1

Components

- Compressor: Eight-stage IP compressor, six-stage HP compressor
- Combustors: Single annular combustor with 24 fuel injectors
- Turbine: Single-stage HP turbine, single-stage IP turbine, four-stage LP turbine

Performance

- Maximum power output:
- Overall pressure ratio: 33.7–35.5:1
- Specific fuel consumption: 0.565 (Trent 772, Sfc lb/hr/lb)

Il prezzo di listino per un motore della serie Trent 700 si aggira tra 35,5 e i 37,5 milioni di dollari.

3.3 I MOTORI DIESEL

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.

In seguito agli ultimi sviluppi del motore Diesel, sono stati condotti diversi studi per utilizzare motori Diesel per applicazioni aeronautiche, come generatori di potenza in motori turboelica e, addirittura, in motori turbofan.

I motori Diesel possono, infatti, garantire indubbi vantaggi: fornire elevate potenze a consumi contenuti.

Il carburante utilizzato costituisce, inoltre, un maggiore fattore di sicurezza rispetto a quello impiegato nelle motorizzazioni tradizionali.

La principale problematica che sorge nell'impiego dei motori Diesel, e confermata da studi precedenti, è, però, il loro corretto funzionamento solo a determinate quote: superati i 20-25 km le caratteristiche dell'atmosfera, infatti, non permettono al motore di sviluppare sufficiente spinta.

Oltre queste quote indicative si ha un brusco calo della spinta fornita, dovuto principalmente alla diminuzione, salendo di quota, della quantità di ossigeno, comburente necessario per la combustione.

4 IL PROGETTO

4.1 LE SCELTE DI PROGETTO

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

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

La peculiarità della progettazione in campo avionico è costituita dal fatto che, dovendo essa relazionarsi a parametri continuamente mutevoli con la quota, è necessario fissare la "finestra" di lavoro rispondente alle specifiche di progetto ed operare scelte opportune sulle variabili in gioco all'interno dei cardini da questa imposti.

È sottinteso, dunque, che ciò che è ottimizzato per un determinato tipo di prestazioni, non sarà pienamente soddisfacente per altre richieste di funzionamento.

Si è già palesato l'interesse per le alte quote da raggiungere in velocità supersonica. Tali condizioni impongono di riferirsi, in merito alla struttura stessa del velivolo, ad un modello esistente che ottemperi alle richieste: da qui la scelta del già citato aeroplano da crociera supersonico Concorde, del quale sono note tutte le grandezze necessarie.

Per ciò che concerne la velocità massima raggiungibile, questa si assume 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 verrà, ovviamente, raggiunta solamente in vicinanza della quota massima, dove la rarefazione dell'aria e la bassa temperatura possano garantire condizioni accettabili, e per brevi tratti.

Come sistema propulsivo si è scelto un motore Diesel 12 cilindri che ha dimostrato, in numerosi studi precedenti, un'eccezionale potenza e che risente meno della variazione di densità dell'aria con la quota.

4.2 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*) la cui implementazione nel foglio di calcolo è riportata di seguito con i grafici relativi.

```
R = 287;  
mu0 = 1.789 * 10^-5;  
nu0 = 1.461 * 10^-5;  
T0 = 288.15; (* sea level standard pressure,Pa*)  
(*calcolo L*)  
L = 2.256 * 10^-5 * T0;  
nus = 3.897 * 10^-5; (*viscosità cinematica a 11 km, 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)
  );
];

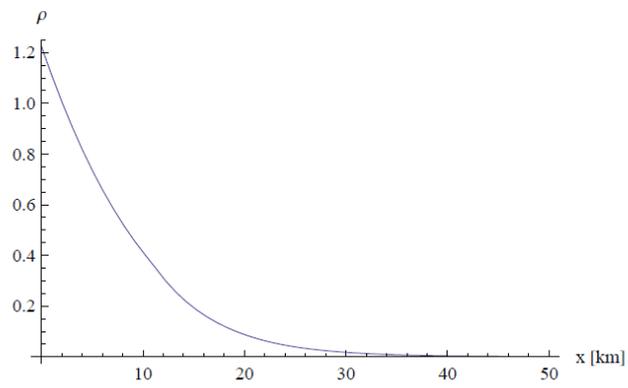
```

```

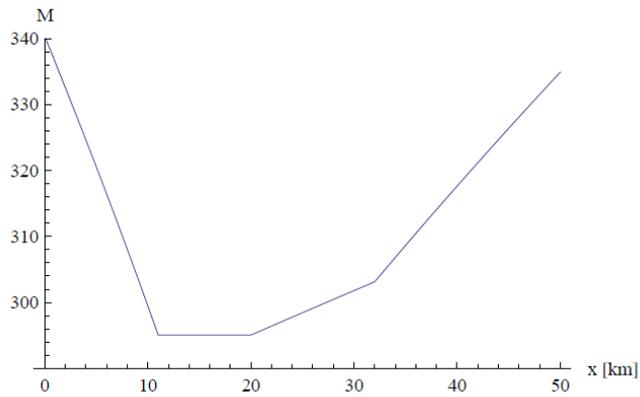
If[Hkm > 20 && Hkm ≤ 32, Tref = T11 + (Hkm - 20);
TT = Tref; PP = 100000 (0.05474 * (T11 / Tref) ^ KK);
mu = 1.419 * 10^-5;
nu = nus *
E^ (
  ggg / (
    R * T11
  ) *
  (Hkm * 1000 - zs)
)];];
If[Hkm > 32 (*&& Hkm ≤ 47*), Tref = 228.65 + 2.8 * (Hkm - 32); TT = Tref;
PP = 100000 * 0.00868018 * (228.65 / 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]];
]
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"},
PlotLabel → "Andamento della densità in funzione della quota", Background → LightYellow]
Plot[ISAMACH[x], {x, 0, 50}, PlotRange → {Automatic, {290, 340}},
AxesLabel → {"x [km]", "v[ms-1"]}, PlotLabel →
" Andamento della velocità del suono in funzione della quota", Background → LightYellow]
Plot[ISAVISCOSITY[x], {x, 0, 50}, AxesLabel → {"x [km]", "ν"},
PlotLabel → "Andamento della viscosità cinematica in funzione della quota",
Background → LightYellow]
Plot[ISAPRESSURE[x], {x, 0, 50}, AxesLabel → {"x [km]", "p[Pa]"},
PlotLabel → "Andamento della pressione in funzione della quota", Background → LightYellow]
Plot[ISATEMPERATURE[x], {x, 0, 50}, AxesLabel → {"x [km]", "T[K]"},
PlotLabel → "Andamento della temperatura in funzione della quota",
Background → LightYellow]

```

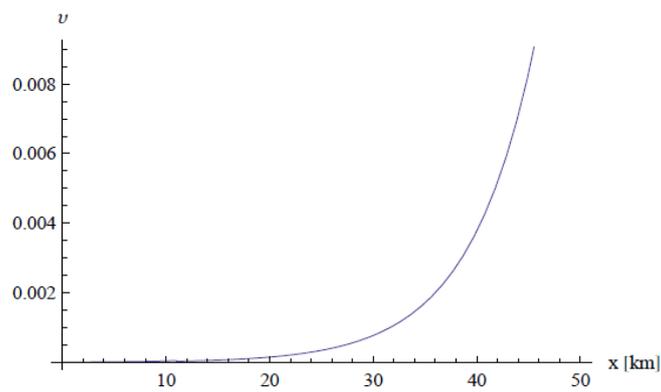
Andamento della densità in funzione della quota



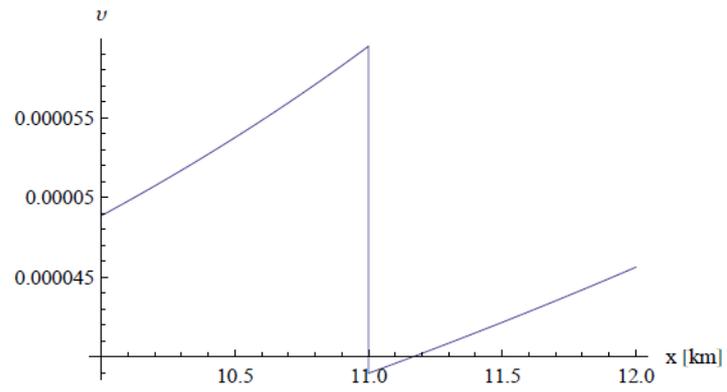
Andamento della velocità del suono con la quota



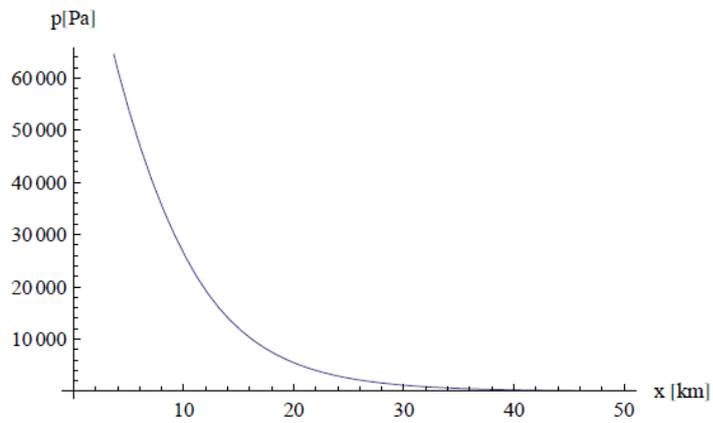
Andamento della viscosità cinematica con la quota



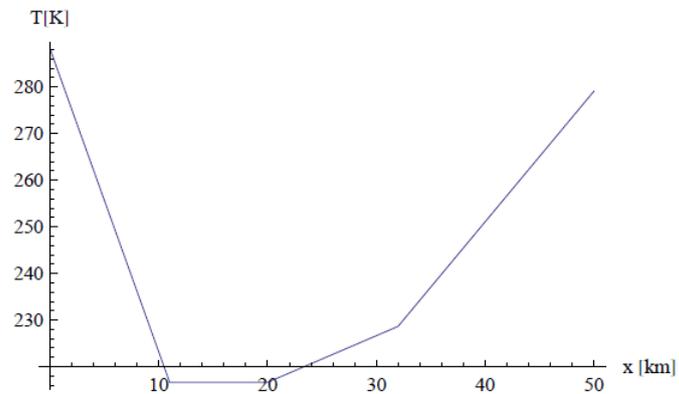
Andamento della viscosità cinematica con la quota (particolare 10-12 km)



Andamento della pressione con la quota



Andamento della temperatura con la quota

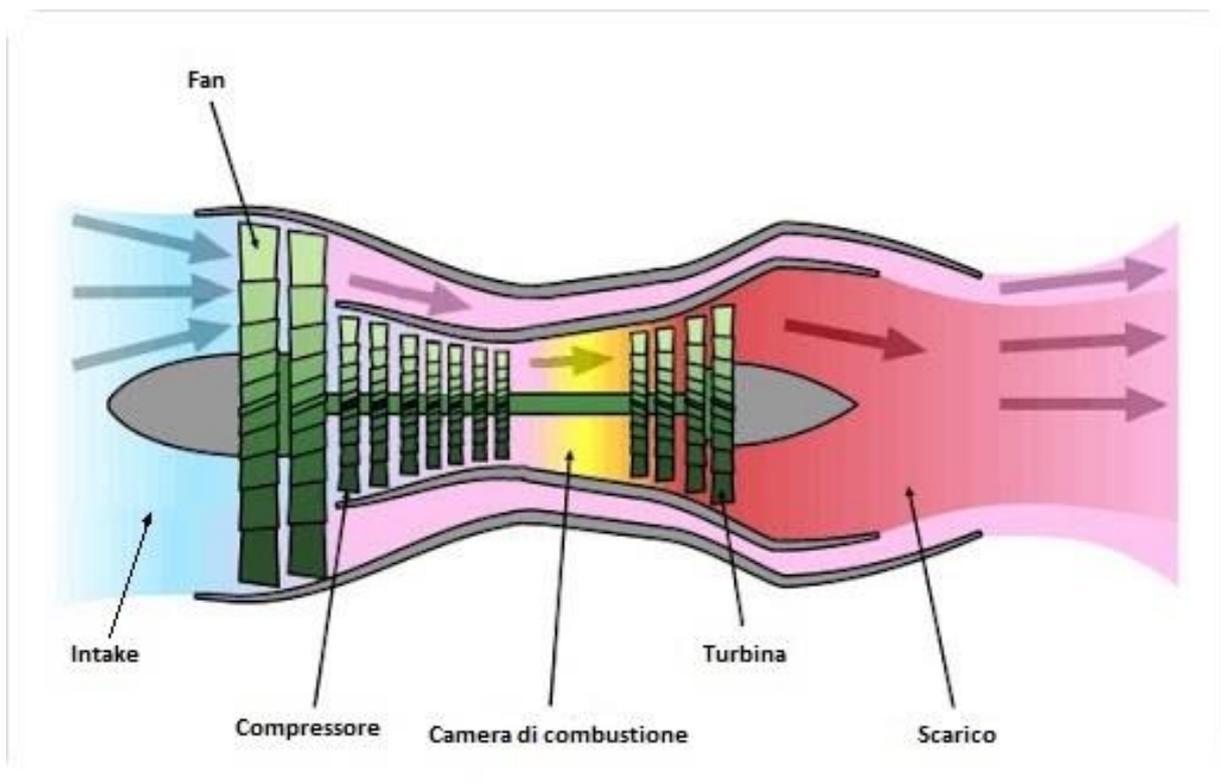


4.3 IL SISTEMA PROPULSIVO

Il sistema propulsivo è costituito da:

- Presa d'aria (intake)
- Fan
- Compressore
- Motore
- Turbina
- Ugello di scarico

Lo schema di un sistema propulsivo turbofan



4.4 LA PRESA D'ARIA

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

La sua funzione è, infatti, quella di gestire il flusso completo 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.

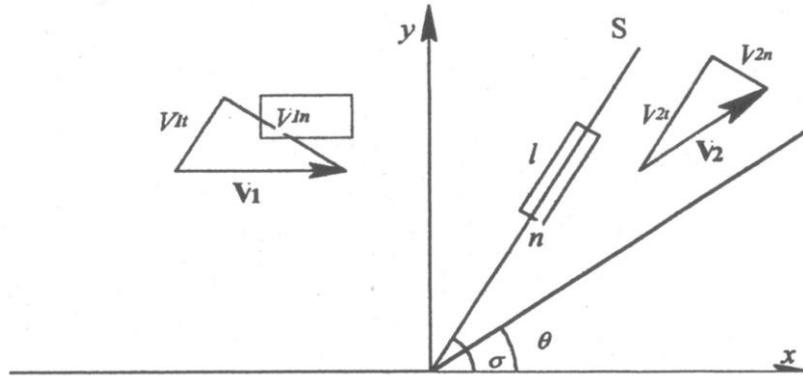
Bisogna, inoltre, impedire che le onde di shock si sviluppino nelle sezioni del fan e del compressore in quanto potrebbero danneggiarli.

Tale rallentamento deve, però, avvenire 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 $\frac{P_{0L}}{P_0}$ tra, rispettivamente, la pressione di ristagno dopo e prima della presa d'aria, cercando la soluzione tecnica che lo massimizzi.

Per ottenere un'alta efficienza, la compressione del fluido dovrà essere 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.

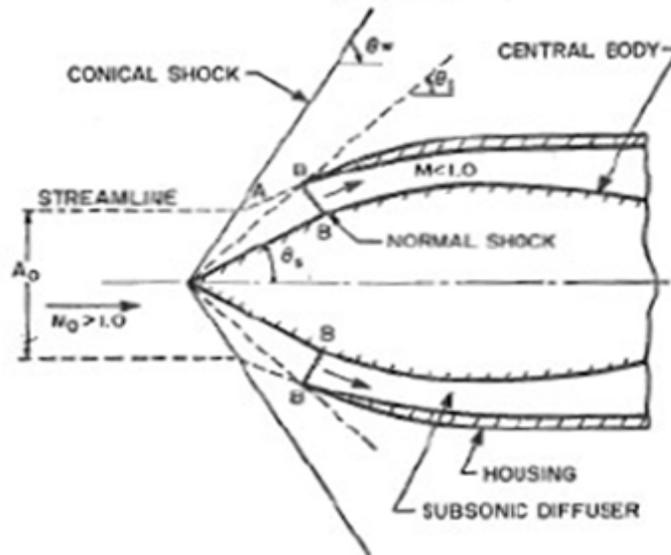
Nel nostro caso si è deciso di attuare la compressione attraverso due onde deboli ed una forte.

La nostra scelta è 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.

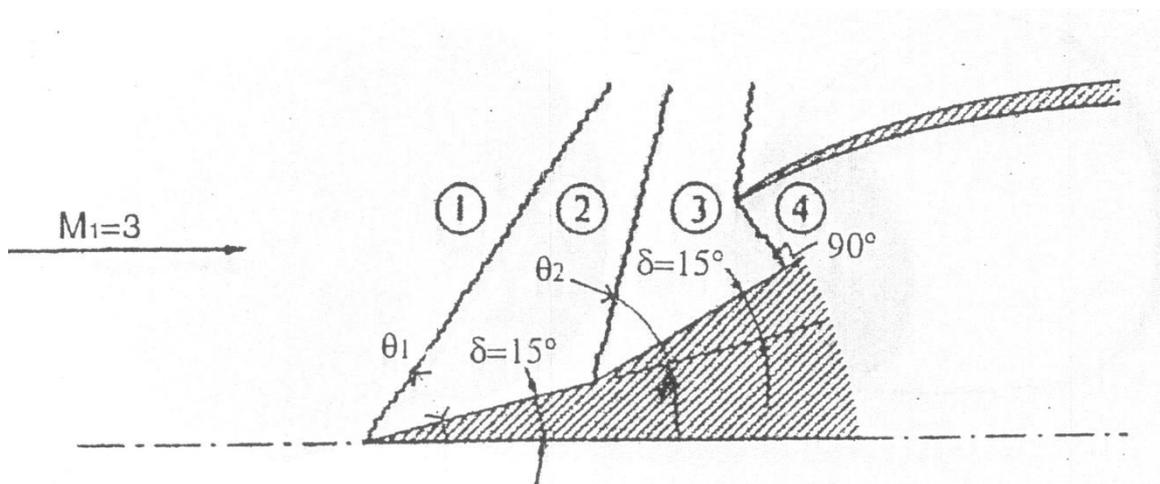
- **Presa d'aria con cono centrale**



In questa configurazione, quando l'aria incontra la punta del cono genera la prima onda di shock debole che, se il cono è sufficientemente appuntito, rimane attaccata al corpo. 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.

A questo punto, superata la seconda onda, il flusso è ormai subsonico e può essere rallentato con un normale diffusore.

Se, invece, fossero richieste due onde deboli prima di quella forte, è necessario costruire un cono con doppia conicità come quello riportato nella figura.

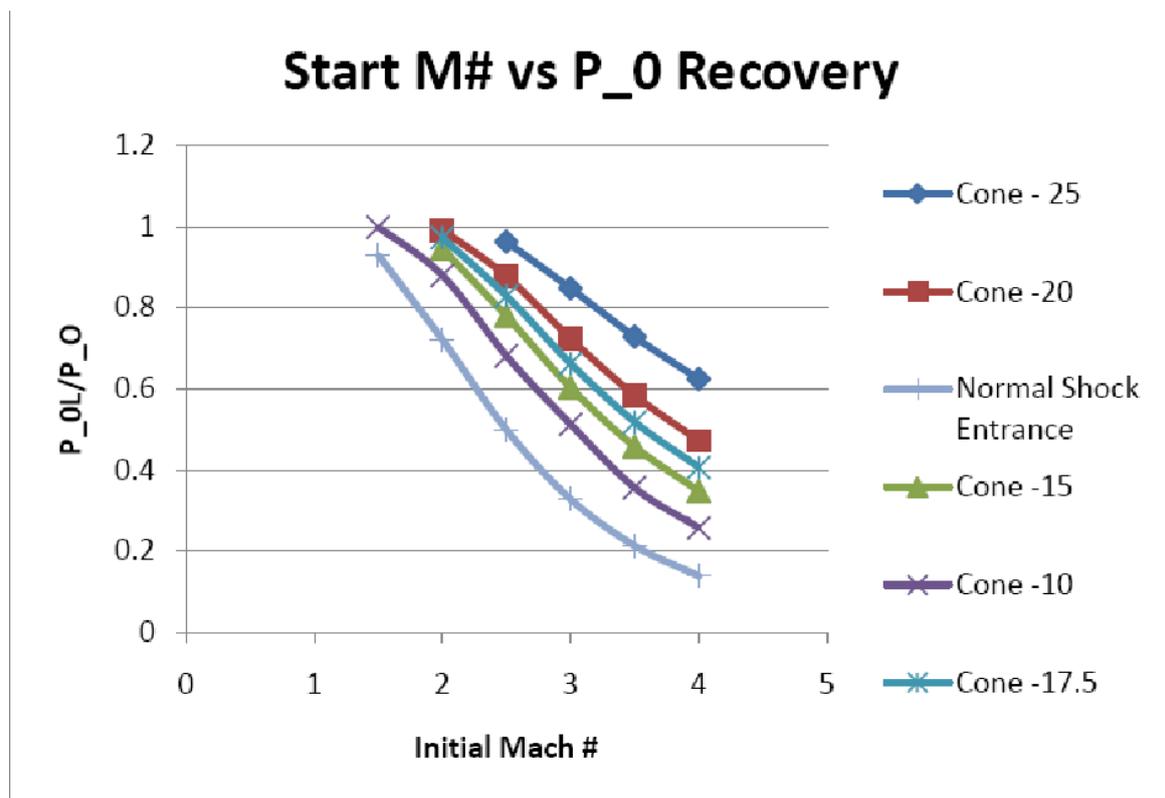


Questo è il motivo per cui non si possono ottenere più di due onde oblique con questo sistema, altrimenti si verrebbe a creare un cono eccessivamente lungo e pesante.

Il problema principale 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; inoltre, questa tipologia di presa, data la ridotta area della sezione di ingresso, è poco efficiente a velocità subsonica.

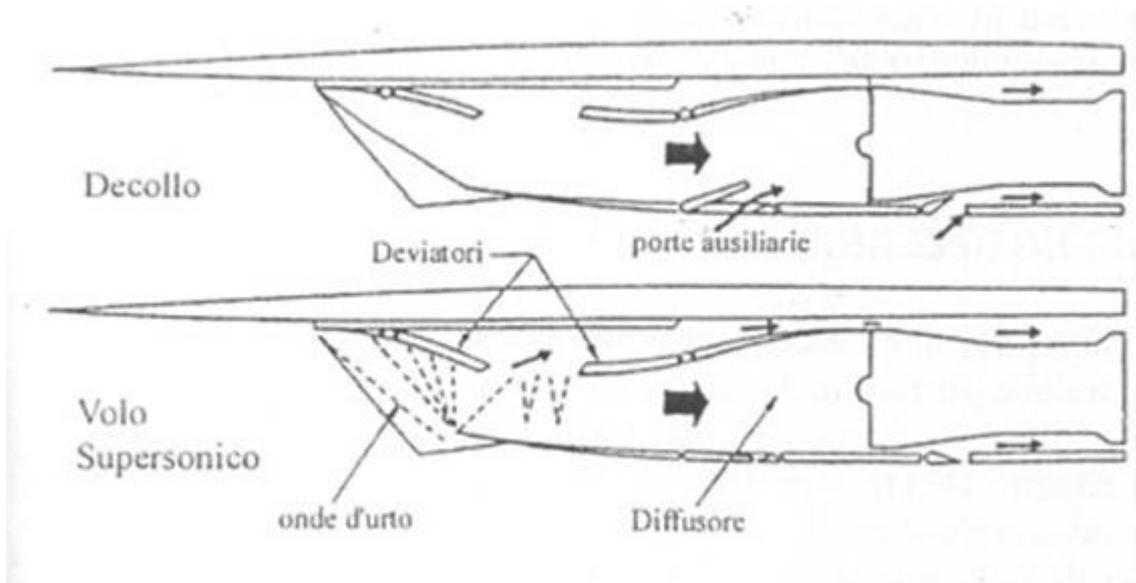
Questo ha portato alla necessità di poter muovere longitudinalmente il cono, così da poter variare la sezione di ingresso, al prezzo di maggiori peso e complessità del componente.

Si riporta di seguito il grafico dell'andamento del rapporto $\frac{P_{OL}}{P_0}$ in funzione del numero di Mach per coni con semi-angolo di 25°, 20°, 17.5°, 15° e 10° confrontati col sistema di onde d'urto ortogonali al flusso (flusso senza presa d'aria).



Dall'osservazione del grafico, emerge che al diminuire dell'angolo di apertura del cono si ha un peggioramento generale della pressione di recupero.

- **Presa d'aria con pareti mobili**



Questa soluzione con pareti mobili, a differenza della precedente, elabora il flusso su superfici piane e non coniche.

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

Questa soluzione permette di generare e controllare un maggior numero di onde di shock ottenendo, così, anche un maggior rendimento; emerge, però, che questa architettura non si presta ad essere utilizzata ad alte velocità.

Il sistema presenta, infatti, il suo picco di rendimento di recupero all'incirca a Mach 2, come emerge dalla tabella.

Velocità iniziale fluido M_1	Velocità finale fluido M_f	Pressione di recupero P_0R	Angolo regolazione paratie mobili α
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

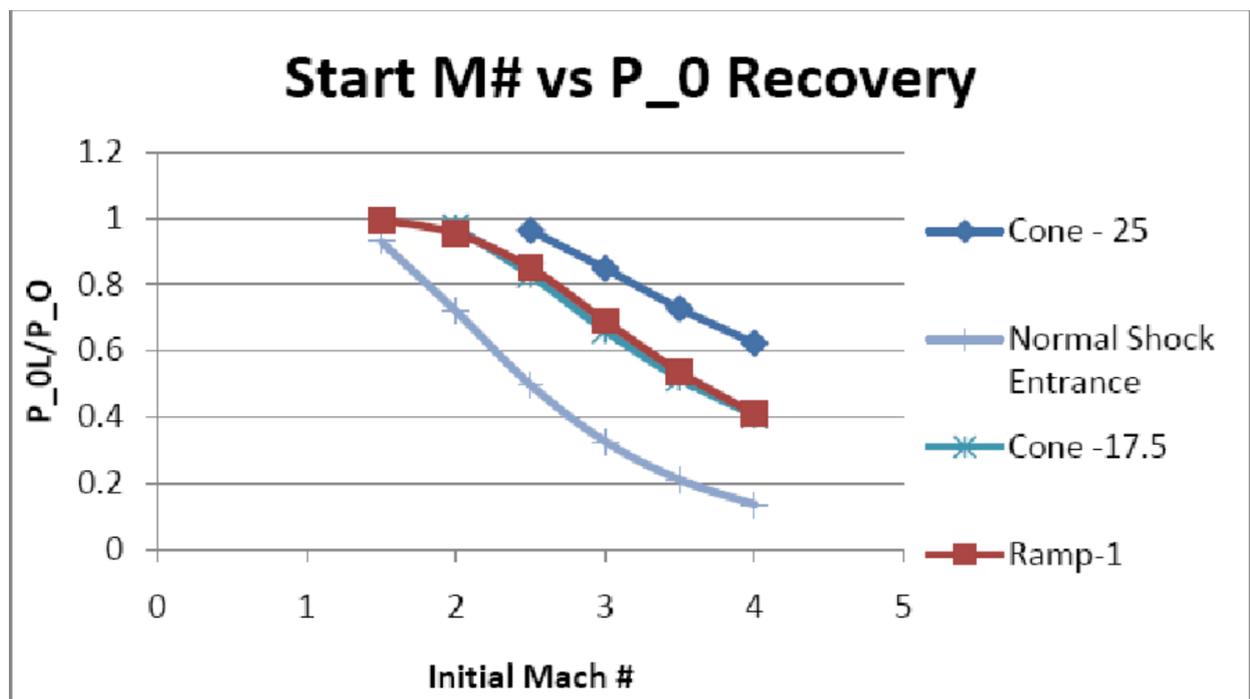
3.5	0,5494	0,537586	16
4	0,51731	0,411405	16

Si può, così, notare che ad un elevato numero di Mach questo sistema entra in crisi, evidenziando un brusco calo sia della pressione di recupero, sia della velocità in uscita, ben sotto al margine massimo accettabile di 0.75 Mach.

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

- **La scelta migliore**

Nel grafico seguente sono rappresentati, contemporaneamente, gli andamenti per un cono con semi-angolo di 25° e 17.5°, rampa e onda d'urto normale.



Si può osservare che i sistemi a rampa e a cono di 17.5° siano quasi equivalenti: un'analisi più accurata evidenzia, tuttavia, come la velocità finale del fluido M_F presenti valori più vicini ai desiderati nel sistema a rampa.

Questi sistemi sono gli unici che garantiscono anche un'ottima modulabilità; essi presentano, tuttavia, un basso rendimento a velocità elevate.

Per Mach >2.5 risulta, infatti, vincente la configurazione a cono di 25° anche se, come si è visto, sotto tale velocità il suo comportamento è assimilabile a quello del "worse case scenario".

Date le premesse del nostro caso e lo scopo della trattazione (come detto, si punta a raggiungere velocità massime prossime a Mach 3), si opta per la scelta del sistema di recupero a cono mobile con semi-angolo di apertura di 25° come valore di primo tentativo. Nel caso tale velocità non risultasse raggiungibile (per esempio, per mancanza di spinta), o i risultati non fossero soddisfacenti, si potrà provvedere ad una rianalisi della scelta ed eventualmente ad un cambio del sistema adottato.

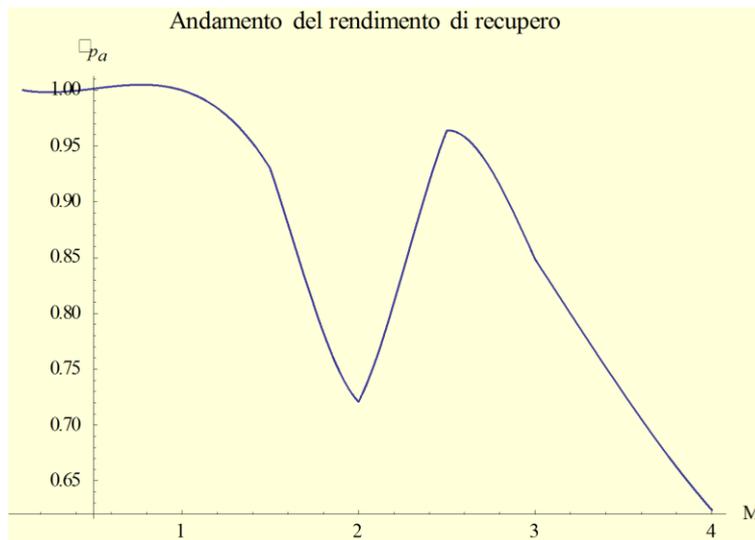
I dati che dovranno essere interpolati nel codice di calcolo sono riportati in tabella. Si specifica che, prima di Mach 2.5, a cono tutto rientrato, si utilizzerà il modello di onde normali sintetizzato nella tabella – *valori a destra* – seguente.

	Cono mobile semi-angolo apertura 25°		Normal shock entrance	
Velocità iniziale fluido M1	Velocità finale fluido Mf	Pressione di recupero POR	Velocità finale fluido Mf	Pressione di recupero POR
1			1	1
1.5			0,70109	0,92979
2			0,57735	0,72087
2.5	0,74829	0,96304	0,51299	0,49901
3	0,63613	0,84849	0,47519	0,32834
3.5	0,5801	0,7823	0,45115	0,21295
4	0,54584	0,624	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]

```



4.5 IL 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, normalmente, azionate da una turbina accoppiata allo stesso albero del compressore (come nel 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.

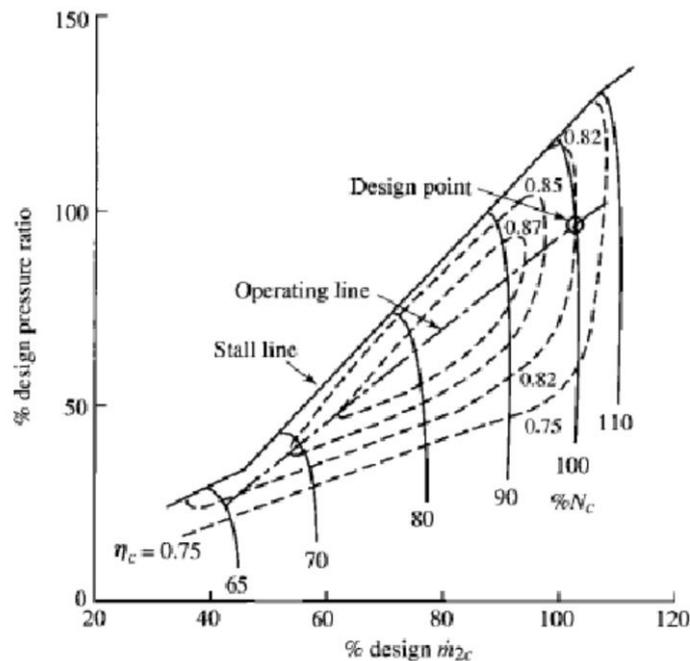
Limitatamente alla tipologia dei turbocompressori, i vantaggi e gli svantaggi principali dei due assetti, centrifugo ed assiale, risultano:

- 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 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* (pompaggio) a sinistra e la *linea del choking* (soffocamento) 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 del 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 specifiche delle caratteristiche dimensionali del compressore scelto per lo studio, ovviamente assiale, si fa notare che si è scelto un rapporto di compressione β_c pari a 20 e rendimento η_c pari a 0.87 (si ricorda che si dovrà considerare anche il rapporto di compressione del fan).

4.6 IL MOTORE

Il motore è un Diesel 12 cilindri dimostratosi estremamente affidabile ed in grado di sviluppare un'elevata spinta in studi precedenti.

Di seguito le caratteristiche:

```

alesaggio =  $\frac{152}{1000}$ ; (*[m]*)
corsa =  $\frac{60}{1000}$ ; (*[m]*)
ncil = 12; (*numero di cilindri*)
potcil = 3000; (*[hp] potenza per cilindro*)
rpmMAX = 10000; (* $\left[\frac{1}{\text{min}}\right]$ *)
 $\eta_{\text{vol}}$  = 0.81; (*rendimento volumetrico*)
Tinengine = 50 + 273.15; (*temperatura massima di entrata al motore*)
ToutengineMAX = 1050 + 273.15; (*massima temperatura in uscita dal motore*)
RendimentoMotoreaTMax = 0.45;
Toutengine $\eta$ MAX = 750 + 273.15;
(*temperatura in uscita dal motore per il massimo rendimento*)
RendimentoMotoreMax = 0.50;
cilindrata = Pi  $\frac{\text{alesaggio}^2}{4}$  corsa;
(*[m^3] singolo cilindro*)

```

Come evidenziato in precedenza, il sistema adottato è caratterizzato dalla presenza di un fan, messo in movimento direttamente dal motore. Tale scelta si è resa

necessaria al fine di aumentare la portata massica elaborata svincolandosi dalla cilindrata del motore e potere, in questo modo, fornire una maggiore spinta.

Partendo dalla consultazione dei dati relativi al fan del Rolls-Royce Trent 700, ampiamente utilizzato in campo aeronautico, si è scelto di lavorare, almeno in fase di approccio e riservandosi il diritto di modificare tale scelta progettuale, con un fan con rapporto di compressione $\beta_f = 20$ (rapporto di compressione fra le pressioni statiche), che è risultato particolarmente idoneo alla crociera. Questo sarà connesso ad un ugello dedicato nel quale verrà effettuato il reheating fino alla temperatura di 1600 K, dove necessario. Questa scelta, al prezzo di un maggiore consumo di carburante, consente di poter incrementare notevolmente la spinta fornita. Ovviamente, qualora il diametro del fan dovesse risultare di dimensioni molto generose, si dovrà contemplare la presenza di un riduttore di giri per il fan in relazione alla massima velocità periferica consentita alle pale dei rotori.

4.7 INTRODUZIONE DELL'OSSIGENO

Come già anticipato, la peculiarità del progetto è l'inclusione di un serbatoio di ossigeno per sopperire alla rarefazione atmosferica ad alta quota.



Si riportano, di seguito, i dati di stoccaggio dell'ossigeno liquido:

■ Serbatoio O₂

$p_{\text{SerbatoioO}_2} = 202\,650; (*[\text{Pa}]*)$

$T_{\text{serbatoioO}_2} = 91; (*[\text{K}]*)$

$\eta_{\text{span}} = 0.9;$

Alla quota indicativa di 20 km si procede alla chiusura dell'intake e si introdurrà nel sistema propulsivo l'ossigeno: questa soluzione permette di decidere la densità del comburente, che rimarrà circa costante per il resto del tragitto.

L'ossigeno sarà, ovviamente, opportunamente espanso in forma gassosa (considerando un rendimento $\eta=0.9$) e preriscaldato fino alla temperatura di 300 K: una bassa temperatura, infatti, potrebbe compromettere o danneggiare il motore.

Da questo momento in poi, quindi, le condizioni atmosferiche non influenzeranno più il comportamento del motore e se ne dovrà, pertanto, tenere conto nel successivo calcolo della spinta.

4.8 RECUPERO ENERGETICO

Vista la necessità di gassificare e preriscaldare l'ossigeno e d'altra parte, la contemporanea esigenza di raffreddare i motori, si è pensato di sfruttare la situazione effettuando un recupero energetico attraverso degli scambiatori di calore.

Conoscendo la potenza sviluppata dai motori, si risale all'energia chimica disponibile, di cui, si è stimato, l'8% è utilizzabile per il riscaldamento dell'ossigeno.

L'energia richiesta per gassificare 1 kg di ossigeno sarà praticamente pari al calore latente dell'ossigeno liquido, dato che la temperatura di stoccaggio è prossima a quella di ebollizione e il calore specifico contribuisce in minima parte. Moltiplicando questo valore per la quantità di ossigeno necessaria, avremo l'energia richiesta per la gassificazione dell'ossigeno.

Sottraendola all'energia disponibile, la parte rimanente può essere utilizzata per portare l'ossigeno.

Si riporta l'implementazione nel foglio di calcolo:

```
(*TemperaturaEbollizione a 1 bar è -182.97 C*)
cpO2liq = 1.453 * 1000; (*[J/Kg K]*)
cpO2gas = 920; (*[J/Kg K]*)
Echimica = (potcil ncil 745.7) / RendimentoMotoreMax; (*[W] Wmax=potenza in quota,
RendimentoMotoreMax=0.5*)
Eraffreddamento = 8 / 100 * Echimica; (*[W]*) (*energia richiesta per il raffreddamento=8%*)
calorelatente = 13.90 * 1000; (*[J/Kg]*) (*calore latente O2 liquido*)
Energia per Gassificare 1kg Ossigeno Liquido = calorelatente; (*[J/Kg]*)
(*T stoccaggio circa T ebollizione → solo calore latente*)
ErichiestaGas = portatafan[quota, mach] * Energia per Gassificare 1kg Ossigeno Liquido;
(*Energia richiesta per gassificare O2 richiesto*)
Edisponibile = Eraffreddamento - ErichiestaGas; (*Energia residua per riscaldare O2*)
T2 = TserbatoioO2 + (Edisponibile / (portatafan[quota, mach] * cpO2gas));
```

Qualora il recupero non fosse sufficiente, è previsto il consumo di combustibile per il preriscaldamento, calcolabile come:

```

(*se Recupero energetico non basta → carburante speso per preriscaldare O2*)
mfuelpreriscO2[quota_, mach_] := Block[{},
  If[quota > 20,
    (*TemperaturaEbollizione O2 a 1 bar è -182.97 C*)
    T2risc = 300; (*[K]*)
    cpO2liq = 1.453*1000; (*[J/Kg K]*)
    cpO2gas = 920; (*[J/Kg K]*)
    Echimica = (potcilncil745.7)/RendimentoMotoreMax; (*[W] Wmax=potenza in quota,
    RendimentoMotoreMax=0.5*)
    Eraffreddamento = 8/100*Echimica; (*[W]*) (*energia richiesta per il raffreddamento=8%*)
    calorelatente = 13.90*1000; (*[J/Kg]*) (*calore latente O2 liquido*)
    EnergiaperGassificare1kgOssigenoLiquido = calorelatente; (*[J/Kg]*)
    (*T stoccaggio circa T ebollizione → solo calore latente*)
    ErichiestaGas = portatafan[quota, mach]*EnergiaperGassificare1kgOssigenoLiquido;
    (*Energia richiesta per gassificare O2 richiesto*)
    Edisponibile = Eraffreddamento - ErichiestaGas; (*Energia residua per riscaldare O2*)
    T2recupero = TserbatoioO2 + (Edisponibile / (portatafan[quota, mach]*cpO2gas));
    mfrisc = (portatafan[quota, mach] cp (T2risc - T2recupero)) / (4.186*1000*10000);
    Return[mfrisc]; (*[Kg combustibile consumati al secondo*)
  ]
]

```

4.9 CALCOLO DELLA SPINTA

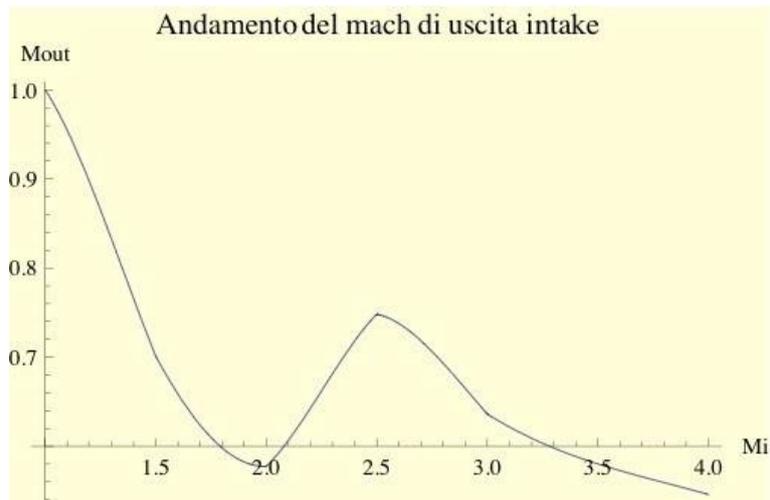
Per poter procedere al calcolo delle prestazioni del motore, si sono create, attraverso l'ambiente di calcolo simbolico e numerico *Mathematica*, delle funzioni che permettessero di determinare i parametri termodinamici e cinetici nelle successive sezioni del sistema propulsivo, al variare della quota e della velocità del velivolo.

Per prima cosa, si riportano le funzioni relative alle velocità del flusso nel diffusore, situato dopo l'intake.

```

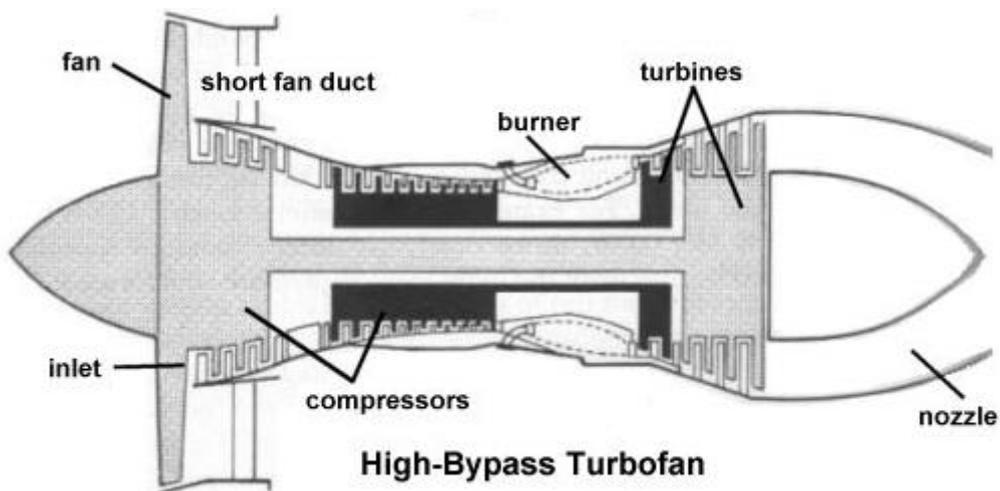
pointsMachExit = {{0.1, 0.1}, {1, 1}, {1.5, 0.70109}, {2, 0.57735},
  {2.5, 0.74829}, {3, 0.63613}, {3.5, 0.5801}, {4, 0.54584}};
IntakeMachExit = Interpolation[pointsMachExit];
Plot[IntakeMachExit[x], {x, 1, 4}, AxesLabel → {"Mi", "Mout"},
  PlotLabel → "Andamento del Mach di uscita intake", Background → LightYellow]

```



Si è scelto per la velocità del flusso a valle del diffusore un valore Mach pari a:

$$M_2 = 0.3; (*\text{velocità a valle del diffusore}*)$$



Per calcolare la spinta fornita da un motore si rende necessario, innanzitutto, quantificare la portata massica elaborata dal motore al variare delle grandezze in esame: quota, numero di giri e velocità.

Per fare ciò, data la configurazione del motore, si nota che il motore sarà sovralimentato dalla presa d'aria, dal fan e dal compressore disposti in serie e riceverà, quindi, fluido alla pressione p_{rif} data dal prodotto fra il valore della pressione a valle del diffusore e i rapporti di compressione del fan β_f e del compressore $\beta_c=20$.

Nota, a questo punto, la pressione, sarà facile ricavare la densità ρ tramite la legge dei gas perfetti $\frac{p}{\rho} = RT$.

Pertanto, per prima cosa, si determinano le condizioni termodinamiche e cinetiche all'ingresso del fan.

Si ricorda che, superati i 20 km di quota, si chiude l'intake e si introduce l'ossigeno, pertanto, come già detto, le condizioni esterne non influenzeranno più il comportamento del motore e si considereranno i valori dati dall'immissione del gas.

```

p2f[quota_, mach_] := Block[{ },
  If[quota ≤ 20,
    pa = ISAPRESSURE[quota];
    ηpa = intakePressureRecovery[mach];
    p0a = pa (1 +  $\frac{\gamma - 1}{2} mach^2$ ) $\frac{\gamma}{\gamma - 1}$ ;
    p01 = p0a ηpa;
    M1 = IntakeMachExit[mach]; (*velocità dopo intake*)
    p1 =  $\frac{p01}{(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M1^2)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}$ ;
    p02 = p01;
    p2 =  $\frac{p02}{(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M2^2)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}$ ;
  ];
  If[quota > 20,
    p2 = 100 000;
  ];
  Return[p2]
]

```

```

T2f[quota_, mach_] := Block[{},
  If[quota ≤ 20,
    Ta = ISATEMPERATURE[quota];
    ηpa = intakePressureRecovery[mach];
    T0a = Ta (1 +  $\frac{\gamma - 1}{2}$  mach2);
    T01 = T0a (ηpa) $\frac{\gamma - 1}{\gamma}$ ;
    M1 = IntakeMachExit[mach];
    T1 =  $\frac{T01}{(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M1^2)}$ ;
    T02 = T01;
    T2 =  $\frac{T02}{(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M2^2)}$ ;
  ];
  If[quota > 20, |
    T2 = 300;
  ];
  Return[T2]
]

```

```

ρ2f[quota_, mach_] := Block[{},
  If[quota ≤ 20,
    ρ =  $\frac{p2f[quota, mach]}{R T2f[quota, mach]}$ ;
  ];
  If[quota > 20,
    ρ = ρO2gas; (*quota>20km → introduzione O2*)
  ];
  Return[ρ]
]

```

```

u2f[quota_, mach_] := Block[{},
  If[quota ≤ 20,
    uflusso = M2  $\sqrt{\gamma R T2f[quota, mach]}$  ;(*velocità flusso a valle diffusore*)
  ];
  If[quota > 20,
    uflusso =  $\sqrt{2 * (pSerbatoioO2 - p2f[quota, mach]) * \eta span / \rho2f[quota, mach]}$ 
  ];
  Return[uflusso]
]

```

Pertanto, all'uscita del fan, si avrà:

```

 $\eta_f = 0.9;$ 
 $\beta_f = 1.2;$ 
 $p_{3f}[quota\_ , mach\_ ] := \beta_f p_{2f}[quota, mach]$ 

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

```

Mentre il passaggio nel compressore determina:

```

 $\beta_c = 20;$ 
 $p_4[quota\_ , mach\_ ] := \beta_c p_{3f}[quota, mach]$ 
 $\eta_c = 0.87;$ 
 $T_4[quota\_ , mach\_ ] := T_{3f}[quota, mach] \left( 1 + \frac{1}{\eta_c} \left( \beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right)$ 

```

Il lavoro specifico al fan e al compressore e la potenza in quota si possono determinare attraverso le espressioni:

```

 $c_p = 1013;$ 
 $L_f[quota\_ , mach\_ ] := c_p (T_{3f}[quota, mach] - T_{2f}[quota, mach]);$  (*lavoro fan*)
 $L_c[quota\_ , mach\_ ] := c_p (T_4[quota, mach] - T_{3f}[quota, mach]);$ 
(*lavoro compressore - mandato da turbina*)

 $W_{max}[quota\_ , mach\_ , rpm\_ ] := potcil\ ncil\ 745.7 \frac{portatamassica[quota, mach, rpm]}{portatamassica[0, 0.1, 10\ 000]};$ 
(*[W] potenza in quota- 1hp=745.7W*)

```

La portata massica in ingresso al motore, ovvero il flusso primario, ricavato dal prodotto di portata volumetrica e densità, risulterà pertanto:

```

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

```

Una volta nota la portata elaborata, la spinta può essere calcolata come prodotto tra tale portata e la differenza tra la velocità del velivolo u :

```

 $u[quota\_ , mach\_ ] := mach * ISAMACH[quota];$ 

```

E quella del gas in uscita dall'ugello u_e . A sua volta, u_e viene calcolata considerando un'espansione adiabatica con rendimento dell'ugello $\eta_n=95\%$.

$T_{out\ engine}$ è la temperatura del gas combusto in uscita dal motore, dipendente dal carico percentuale, mentre p_{out} è la pressione in testa all'ugello e, quindi, in uscita al motore, che verrà calcolata considerando una pressione nominale all'ugello di 3.5 bar e assimilando il motore ad un decompressore di rapporto $\frac{Pugello}{\beta_f \beta_c}$.

Infatti, se il compressore lavorasse con una pressione in aspirazione di 1 atm, all'uscita, ovvero in testa al motore, si avrebbero 5 atm, mentre in uscita al motore si deve avere la pressione nominale all'ugello: dunque, si evince che il motore deve decomprimere di $\frac{Pugello}{\beta_f \beta_c}$ per rispettare le condizioni imposte a monte ed a valle dello stesso.

Quindi, si ricava la spinta che deriva dal flusso primario:

```
spinta[quota_, mach_, rpm_, percent_] := Block[{},
  Toutengine =  $\frac{\text{percent}}{100}$  ToutengineMAX;
  (*variazione della temperatura in funzione del carico*)
  pugello = 3.5; (* pressione allo scarico in condizioni nominali*)
  betamotore =  $\frac{\text{pugello}}{\beta_c \beta_f}$ ; (*rapporto riduzione di pressione nel motore*)
  pout = prif betamotore;
   $\eta_n = 0.95$ ; (*rendimento ugello*)
  ue =  $\sqrt{\frac{(2 \gamma) \eta_n R Toutengine \left(1 - \left(\frac{pa}{pout}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)}{\gamma - 1}}$ ;
  s = portatamassica[quota, mach, rpm] (ue - u[quota, mach]);
  Return[s];
]
```

Per la valutazione della spinta totale, somma di quella dovuta al flusso primario e quella dovuta al flusso secondario, si dovrà prima stabilire la portata massica da questo elaborata dal fan.

Nota, da progetto, l'area di passaggio della ventola e avendo determinato la densità e velocità del flusso a valle del diffusore, risulta agevole calcolare la portata al fan con:

```

Diametrofan = 2.47 ; (*[m] diametro fan*)
Areaf = Pi  $\frac{\text{Diametrofan}^2}{4}$  ; (*Area fan*)
portatafan[quota_, mach_] := Areaf u2f[quota, mach] ρ2f[quota, mach];
(*portatafan=areafan*velocitàflusso*densità*)

```

E, dunque, la portata di by-pass come differenza tra la portata totale al fan e la portata massica che evolve nel motore:

```

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

```

Rimane, quindi, da valutare la velocità di efflusso dall' ugello del fan che converte l'energia termica in energia cinetica. Tale velocità può essere pilotata attraverso il reheating. Avendo notato che fino alla velocità Mach 1 la temperatura ottenuta dopo il passaggio nel fan è sufficiente a creare una velocità idonea a generare l'aumento di spinta necessario, si è deciso di operare un reheating differenziato per i 2 regimi di volo: nessun reheating per $\text{Mach} \leq 1$ e un reheating fino a portare la temperatura a 1600 K per $\text{Mach} > 1$. Ovviamente, la differenziazione potrà essere modificata o perfezionata a seconda delle esigenze.

Si ottiene la funzione:

```
ηn = 0.95;
```

```

uefreheat[quota_, mach_] := Block[{},
  If[mach ≤ 1, uefr =  $\sqrt{\left(2 \eta_n \frac{\gamma}{\gamma - 1} R T_{3f}[quota, mach] \left(1 - \left(\frac{\text{ISAPRESSURE}[quota]}{p_{3f}[quota, mach]}\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}\right)\right)}$ ;
  Return[uefr];
];
If[mach > 1, Treheat = 1600,
  uefr =  $\sqrt{\left(2 \eta_n \frac{\gamma}{\gamma - 1} R \text{Treheat} \left(1 - \left(\frac{\text{ISAPRESSURE}[quota]}{p_{3f}[quota, mach]}\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}\right)\right)}$ ;
  Return[uefr];
]]

```

Da cui il consumo di combustibile nel reheating:

```

mfuel[quota_, mach_, rpm_] := Block[{},
  If[mach ≤ 1,
    Treheat = T3f[quota, mach];
    mf = (BPR[quota, mach, rpm] cp (Treheat - T3f[quota, mach])) / (4.186 × 1000 × 10 000) ;
    Return[mf] ;
  ];
  If[mach > 1,
    Treheat = 1600;
    mf = (BPR[quota, mach, rpm] cp (Treheat - T3f[quota, mach])) / (4.186 × 1000 × 10 000) ;
    Return[mf] ;
  ]
]

```

Si è, ora, in grado di determinare l'ulteriore componente di spinta derivante dal flusso secondario:

```

spintafan[quota_, mach_, rpm_] := BPR[quota, mach, rpm] (uefreheat[quota, mach] - u[quota, mach]);

```

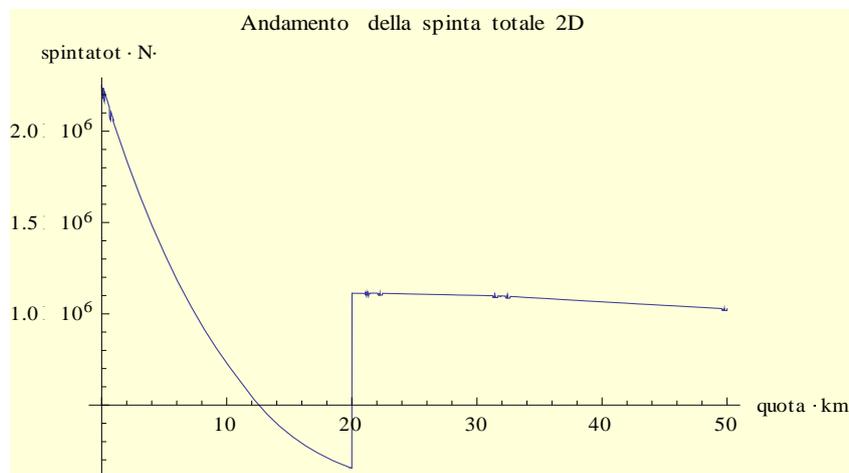
E la spinta totale messa a disposizione dal propulsore, data dalla somma delle due componenti:

```

spintatot[quota_, mach_, rpm_, percent_] :=
  spinta[quota, mach, rpm, percent] + spintafan[quota, mach, rpm];

```

Dalla quale è ricavabile il grafico seguente:



In cui emerge il recupero della spinta dovuto all'introduzione dell'ossigeno alla quota di 20 km.

4.10 CALCOLO DELLA PORTANZA

Per il calcolo della forza di portanza si rende necessaria, innanzitutto, la stima della superficie alare-

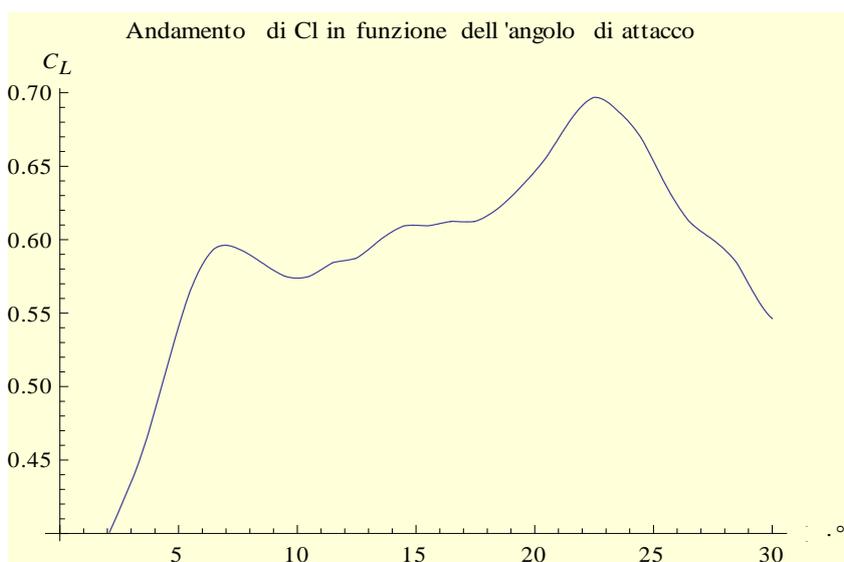
Sconc = 358.25 ; (*[m²] superficie alare Concorde*)

L'altro fattore mancante è il coefficiente di lift. Per una stima di quest'ultimo 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°.

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:

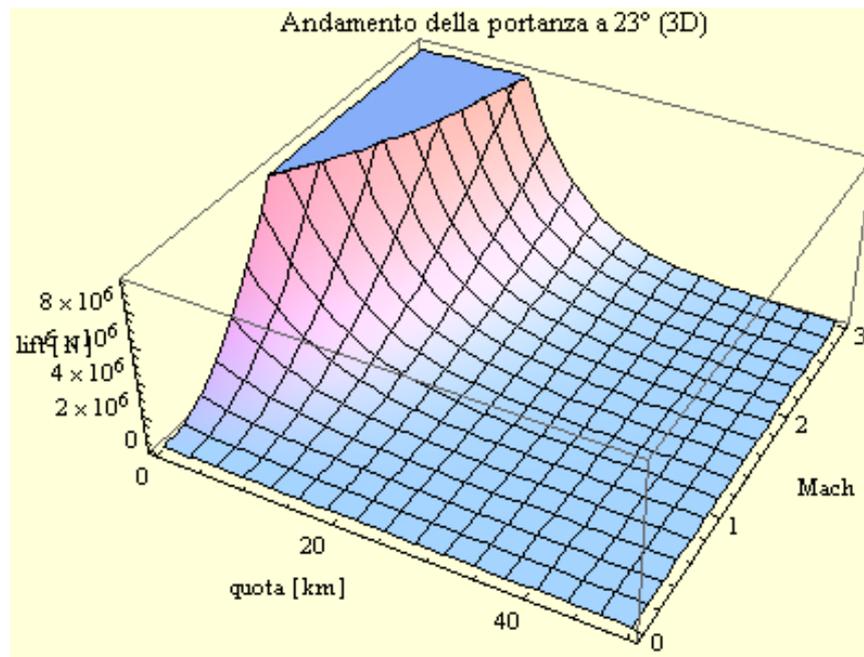
```
puntiCl = {{0.0, 0.3000}, {0.5, 0.3250}, {1.5, 0.3781},  
           {2.5, 0.4156}, {3.5, 0.4563}, {4.5, 0.5125}, {5.5, 0.5656}, {6.5, 0.5938},  
           {7.5, 0.5938}, {8.5, 0.5844}, {9.5, 0.5750}, {10.5, 0.5750}, {11.5, 0.5844},  
           {12.5, 0.5875}, {13.5, 0.6000}, {14.5, 0.6094}, {15.5, 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 -> {" $\alpha$  [°]", "CL"},  
     PlotLabel -> "Andamento di Cl in funzione dell'angolo di attacco", Background -> LightYellow]
```



Si calcola, ora, la forza di portanza in funzione delle variabili quota, numero di Mach e angolo di incidenza:

```
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, 50}, {y, 0, 3}, AxesLabel → {"quota [km]", "Mach", "lift [N]"},
  PlotLabel → "Andamento della portanza a 23° (3-D)", Background → LightYellow]
```



Per un angolo di attacco di 23°, a cui corrisponde un $C_l \approx 0.7$, si può notare l'aumento di portanza all'aumentare della velocità e il brusco calo al variare della quota, causato dalla forte diminuzione di densità dell'aria.

4.11 CALCOLO DELLE RESISTENZE

- **Le resistenze**

Come si può notare in figura, in un velivolo con ala a delta, alla velocità di Mach 2, la resistenza totale è divisa in tre parti circa uguali:



- Resistenza d'attrito
- Resistenza d'onda;
- Resistenza indotta

Data la forte similitudine geometrica, si considera questa suddivisione valida anche per il velivolo in esame, non avendo a disposizione dati migliori.

- **Resistenza d'attrito**

La resistenza d'attrito 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 numero di Reynolds Re , a parità di caratteristiche dell'aria, volando alla stessa velocità, Re varia al variare della lunghezza del corpo.

$$Re = u l \frac{\rho}{\mu} = \frac{u l}{\nu}$$

Dove:

- ρ = densità dell'aria
- u = velocità del flusso
- l = lunghezza del corpo
- μ = viscosità statica del fluido

- $\nu = \frac{\mu}{\rho}$ = viscosità cinematica del fluido

Per calcolare la resistenza d'attrito si può ricorrere al metodo semplificato dell'*analogia della lastra piana*. Con questo metodo si stima la resistenza d'attrito di un corpo determinando il coefficiente di resistenza d'attrito di una lamina piana di uguale lunghezza caratteristica, investita da una corrente parallela alla stessa velocità, 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 dello stesso.

$$F_D = \frac{1}{2} \rho u^2 S_W C_F (1 + \varphi)$$

Dove:

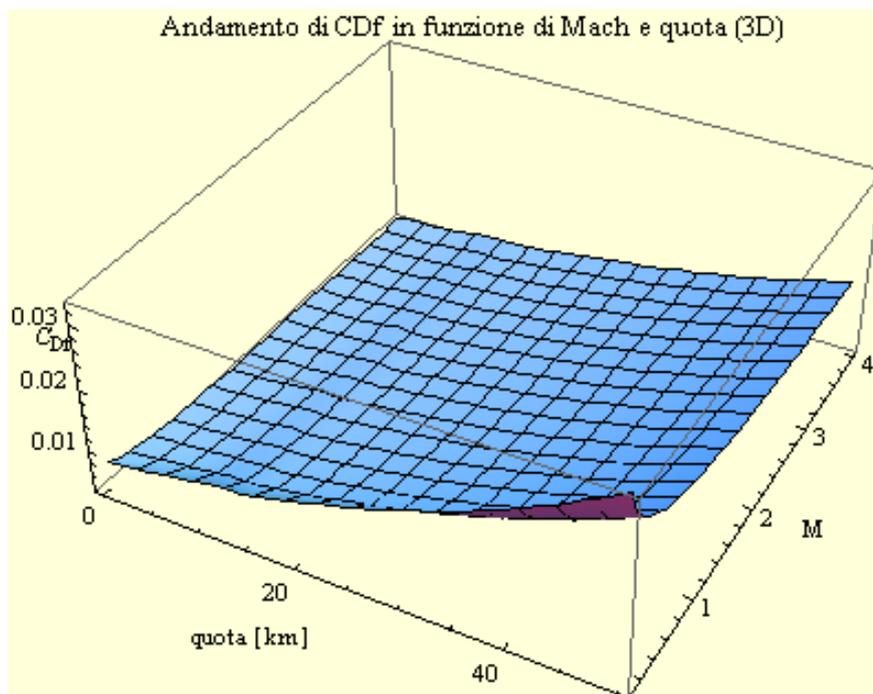
- S_W = superficie bagnata del corpo
- C_F = coefficiente di resistenza della lamina piana
- φ = fattore di correzione di forma

Nel nostro caso, essendoci riferiti al Concorde, di cui sono disponibili tutti i dati, la resistenza d'attrito del velivolo è nota e, qualora servisse, se ne può ricavare il relativo coefficiente Cd_f .

```

uconc = 590.136; (*velocità di crociera del concorde*)
ρaconc = 0.16542; (*densità aria alla quota di crociera del concorde*)
spintaconc = 4 × 44 600; (*[N] spinta concorde *)
Cdf[quota_, mach_] := Block[{},
  Swconc = 1244; (* Superficie bagnata Concorde *)
  Sw = scala2 Swconc;
  lconc = 61.66; (* lunghezza totale Concorde *)
  l = scala lconc;
  vaconc = 8.7045 10-5; (* viscosità cinematica Concorde*)
  RLconc =  $\frac{uconc\ lconc}{vaconc}$ ; (* Reynolds *)
  RL =  $\frac{u[quota, mach]\ l}{ISA VISCOSITY[quota]}$ ;
  CFconc =  $\frac{0.072}{RLconc^{0.2}}$ ;
  CF =  $\frac{0.072}{RL^{0.2}}$ ;
  FDconc =  $\frac{spintaconc}{3}$ ;
  φ =  $\frac{2\ FDconc}{\rho aconc\ uconc^2\ Swconc\ CFconc} - 1$ ;
  FD = 0.5 ISADENSITY[quota] u[quota, mach]2 Sw CF (1 + φ);
  Cdf =  $\frac{2\ FD}{ISADENSITY[quota]\ u[quota, mach]^2\ S}$ ;
  Return[Cdf];
]
Plot3D[Cdf[x, y], {x, 0, 50}, {y, 0.1, 4}, AxesLabel → {"quota [km]", "M", "CDf"},
  PlotLabel → "Andamento di Cdf in funzione di Mach e quota(3-D)", Background → LightYellow]

```



- **Resistenza d'onda**

La resistenza d'onda è provocata dalla comprimibilità del fluido attraversato e dipende dalla forma del velivolo e dal numero di Mach di volo. Il relativo coefficiente Cd_w può essere calcolato, partendo dai dati noti del Concorde, come:

$$CD_{conc} = 2 \frac{spinta_{conc}}{\rho_{aconc} S_{conc} u_{conc}^2};$$

$$CD_{wconc} = \frac{CD_{conc}}{3};$$

$$CD_w = CD_{wconc}$$

0.00576269

- **Resistenza indotta**

La resistenza indotta è dovuta alla natura finita dell'ala ed ai vortici che si sviluppano alle sue estremità a causa della differenza di pressione esistente fra il dorso e il ventre alare.

Il coefficiente di resistenza indotta si ottiene dalla formula:

$$Cd_i = \frac{C_l^2 (1 + \delta)}{\pi A_R}$$

Dove:

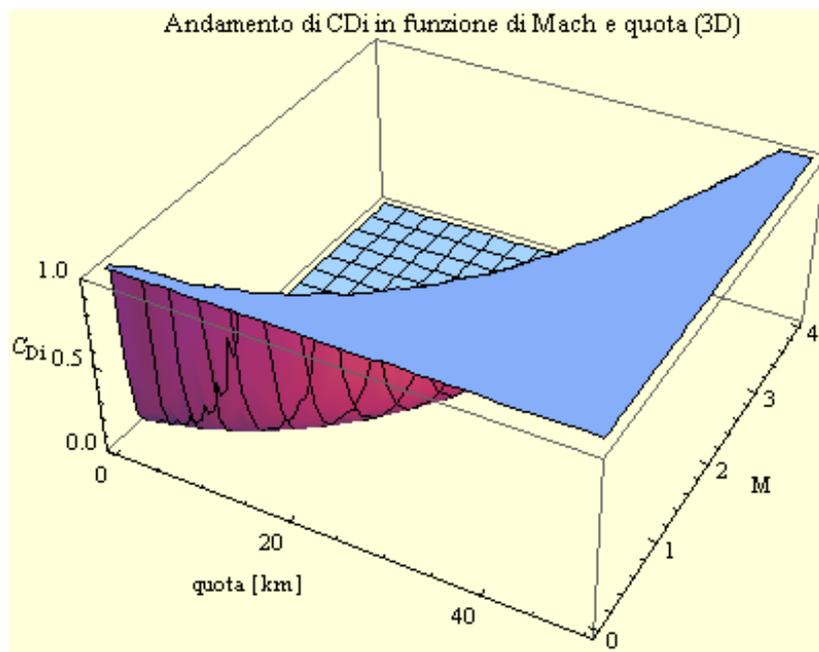
- A_R = allungamento (*aspect ratio*)
- δ = fattore di correzione per la distribuzione di portanza non ellittica

E, per il Concorde, si trova:

```

mconc = 186880; (*[kg]. Modificata da tesi precedente (140Mg)
dopo consultazione dati ufficiali. Zero fuel weight 92080kg*)
peso = 9.81 scala^3 mconc;
CDi[quota_, mach_] := Block[{Cl},
  CDiconc =  $\frac{CDconc}{3}$ ;
  pesoconc = mconc 9.81;
  Clconc =  $2 \frac{pesoconc}{\rho aconc S conc u conc^2}$ ;
  Cl =  $\frac{2 peso}{ISADENSITY[quota] u[quota, mach]^2 S}$ ;
  Cdi =  $\frac{CDiconc}{Clconc^2} Cl^2$ ;
  Return[Cdi];
]
Plot3D[CDi[x, y], {x, 0, 50}, {y, 0.1, 4},
  PlotRange -> {Automatic, Automatic, {0, 1}}, AxesLabel -> {"quota [km]", "M", "CDi"},
  PlotLabel -> "Andamento di CDi in funzione di Mach e quota(3-D)", Background -> LightYellow]

```



4.12 DRAG TOTALE

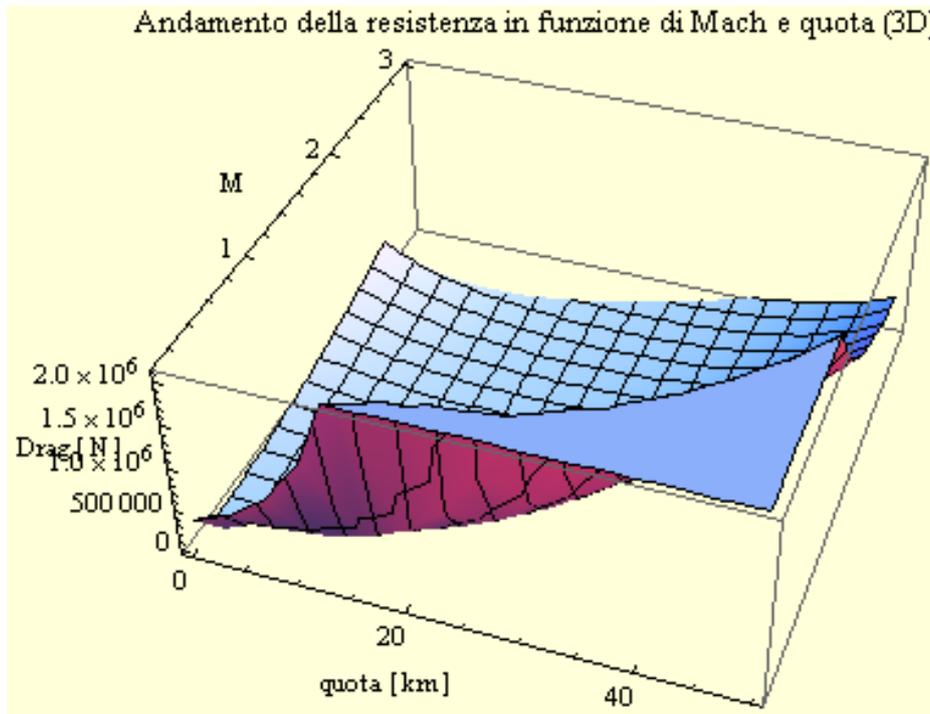
Una volta ricavati i coefficienti di resistenza d'attrito Cd_f , d'onda Cd_w e indotta Cd_i al variare della quota e della velocità del velivolo - espressa in numero di Mach - non resta che sommarli per calcolare il coefficiente di resistenza totale Cd_{tot} :

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

E, di conseguenza, la resistenza totale $Drag_{tot}$ diviene:

$$Drag_{tot}[quota_, mach_] := \frac{1}{2} \rho_{ADENSITA}[quota] S u[quota, mach]^2 C_{Dtot}[quota, mach];$$

```
Plot3D[Dragtot[x, y], {x, 0, 50}, {y, 0.1, 3}, AxesLabel -> {"quota [km]", "M", "Drag [N]"},
PlotLabel -> "Andamento della resistenza in funzione di Mach e quota(3-D)",
Background -> LightYellow]
```



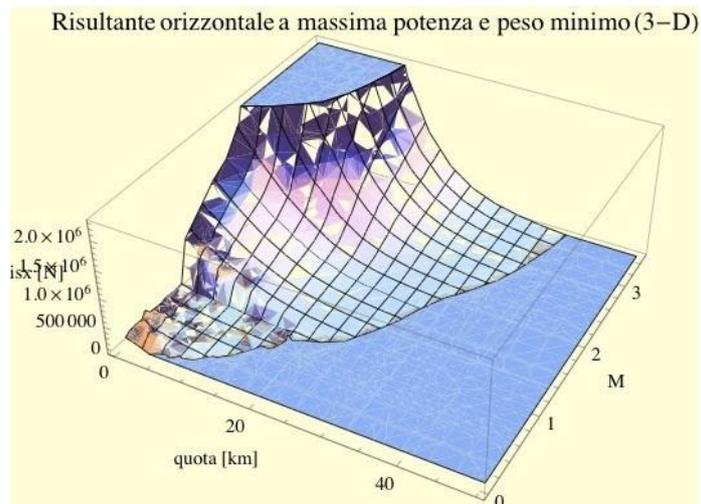
4.13 RISULTANTE DELLE FORZE

Per la completezza della trattazione vengono riportati, di seguito, i grafici tridimensionali e bidimensionali delle risultanti delle 4 forze agenti sul velivolo.

```
Risx[quota_, mach_, rpm_, percent_] :=
4 spintatot[quota, mach, rpm, percent] - Dragtot[quota, mach];
```

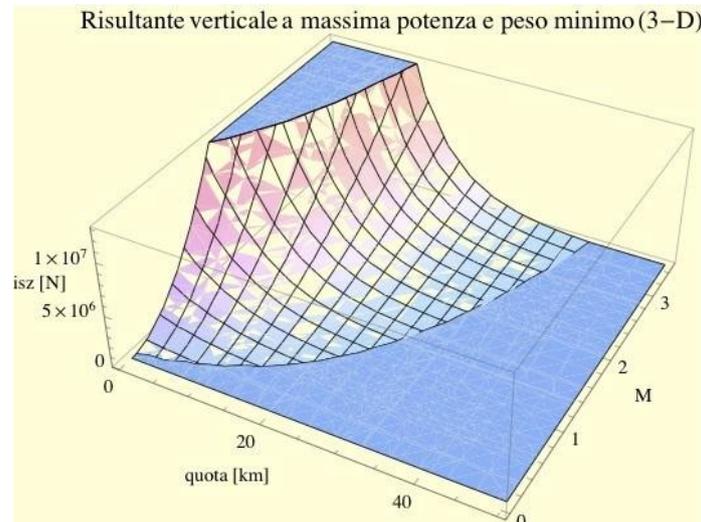
```
Risz[quota_, mach_, alpha_] := Lift[quota, mach, alpha] - peso;
```

```
Plot3D[Risx[x, y, rpmMAX, 100], {x, 0, 50},
{y, 0.1, 3.5}, PlotRange -> {Automatic, Automatic, {0, Automatic}},
AxesLabel -> {"quota [km]", "M", "Risx [N]"}, PlotLabel ->
"Risultante orizzontale a massima potenza e peso minimo (3-D)", Background -> LightYellow]
```



(Le creste nel diagramma di spinta sono dovute a piccoli errori di cancellazione numerica localizzati)

```
Plot3D[Risx[x, y, 23], {x, 0, 50}, {y, 0.1, 3.5},
PlotRange -> {Automatic, Automatic, {0, Automatic}},
AxesLabel -> {"quota [km]", "M", "Risx [N]"}, PlotLabel ->
"Risultante verticale a massima potenza e peso minimo (3-D)", Background -> LightYellow]
```



```
Plot[Risx[x, 3.5, rpmMAX, 100], {x, 0, 50},
PlotRange -> {{25, 40}, {50000, 0}}, AxesLabel -> {"quota [km]", "Risx [N]"},
PlotLabel -> "Risultante orizzontale a massima potenza e peso minimo (2-D)",
Background -> LightYellow]
```



```
Plot[Risz[x, 3.5, 23], {x, 0, 50}, PlotRange -> {{25, 40}, {50000, 0}},
AxesLabel -> {"quota [km]", "Risx [N]"}, PlotLabel ->
"Risultante orizzontale a massima potenza e peso minimo (2-D)", Background -> LightYellow]
```



I valori ottenuti nel grafico della risultante verticale sono compatibili col fatto che le scelte circa la struttura del velivolo e il coefficiente di incidenza dell'ala erano volte al raggiungimento di quote molto elevate.

4.14 STIMA DEI CONSUMI

Consumi relativi al motore

Per verificare la fattibilità del progetto, si passa alla stima della quantità di carburante imbarcata e quindi dei consumi. Per quanto concerne il consumo di carburante di un singolo motore, questo dipende, ad ogni ciclo, dalla quantità di carburante immessa in camera di combustione e, di conseguenza, dalla temperatura raggiunta nella stessa. Questo spiega la necessità di inserimento di una ulteriore variabile in entrata alla funzione determinante la spinta: il carico termico del motore. Nelle caratteristiche di funzionamento menzionate nei paragrafi precedenti, si è, infatti, inserita la temperatura in uscita dal motore:

$$T_{outengine} = \frac{percent}{100}$$

A questo punto, se:

$$Spinta = f(quota, mach, rpm, percent)$$

Avremo una completa variabilità in termini percentuali del carico termico del motore, oltre che del numero di giri.

Per gestire l'esuberante grado di libertà nella regolazione del motore si è scelto di lavorare, quando concesso, alla temperatura $T_{outengine_}\eta_{max} = 750^{\circ}\text{C}$ di massimo rendimento di combustione e di variare, quindi, il numero di giri del motore, assumendo che questo non influenzi il rendimento complessivo.

Nel caso, arrivati a RPM_{max} , serva più potenza, si può aumentare la temperatura sino alla massima sostenibile dal motore, pari a $T_{outengine_{max}} = 1063^{\circ}\text{C}$ penalizzando, però, il rendimento del motore.

Note la temperatura e il numero di giri, è possibile, quindi, calcolare la portata massica in gioco con la funzione *portatamassica* introdotta precedentemente.

Dalla relazione:

$$\eta_m = \frac{P_{utile}}{P_{immessa}}$$

Che, nel nostro caso, diventa:

$$\eta_m = \frac{L_f m_f}{m_{fuel} k_c}$$

Con:

- L_f = Lavoro specifico compiuto dal fan

- m_f = Portata massica al fan
- k_c = Potere calorifico del combustibile
- m_{fuel} = Portata massica del combustibile

Si può ricavare, pertanto, con la seguente funzione la portata di combustibile necessaria per fornire la spinta richiesta:

```

potcalcomb = 10000;
RendimentoMotoreMax = 0.50;
RendimentoMotoreaTMax = 0.45;
ConsumoMotore[Quota_, VelocitaMach_, PercentualeSpinta_] := Block[{
    spintarichiesta,
    spintamaxrendimento,
    rpmeffettivo,
    portatamassicaeffettiva,
    consumokgsusec,
    spintamax},
    spintamax = spinta[Quota, VelocitaMach, rpmMAX, 100];
    spintarichiesta = spintamax * PercentualeSpinta / 100;
    spintamaxrendimento = spinta[Quota, VelocitaMach, rpmMAX, 100 *  $\frac{T_{outengine}\eta_{MAX}}{T_{outengineMAX}}$ ];
    If[spintamaxrendimento > spintarichiesta,
        (* in questo caso il motore lavora al rendimento max e si calcola il numero di giri
           effettivo e quindi la portata massica per calcolare la potenza erogata dal motore *)
        rpmeffettivo = spintarichiesta / spintamaxrendimento * rpmMAX;
        portatamassicaeffettiva = portatamassica[Quota, VelocitaMach, rpmeffettivo];
        consumokgsusec =
            (Lf[Quota, VelocitaMach] * portatafan[Quota, VelocitaMach] / RendimentoMotoreMax /
             (1000 * 4.186 * potcalcomb));
        Return[consumokgsusec],
        portatamassicaeffettiva = portatamassica[Quota, VelocitaMach, rpmMAX];
        consumokgsusec = (Lf[Quota, VelocitaMach] * portatafan[Quota, VelocitaMach] /
            (RendimentoMotoreMax - (RendimentoMotoreMax - RendimentoMotoreaTMax) *
             (spintarichiesta - spintamaxrendimento) / (spintamax - spintamaxrendimento)) /
            (1000 * 4.186 * potcalcomb));
        Return[consumokgsusec]
    ]

```

Alla quale andrà aggiunta la portata di combustibile necessaria per il reheating, e quella per l'eventuale preriscaldamento dell'ossigeno, qualora il recupero energetico non fosse sufficiente. Le due portate sono calcolate tramite le apposite funzioni già viste.

Massa carburante

Se al paragrafo precedente si è valutata la procedura di calcolo dei consumi in funzione essenzialmente della forza di spinta richiesta al motore, si passa ora alla stima della spinta richiesta al volo. A differenza di un aeromobile da crociera, nel quale, compiendo esso gran parte del tragitto a quota costante, le quattro forze (portanza, peso, spinta e resistenza) si compensano a due a due, nel caso in oggetto, il velivolo in studio compie gran parte del tragitto in salita e, raggiunta la quota massima, inizia la procedura di ritorno. Le quattro forze non si devono quindi equilibrare, ma la portanza deve surclassare il peso: si assume del 5%.

Come si può dedurre dalla formula utilizzata, per un aumento di portanza si rende necessario un aumento di velocità del velivolo e, quindi, un aumento della forza di spinta. Aumento e decremento del valore di spinta vengono gestiti tramite la variazione del valore *percent*.

La funzione, pertanto, diviene:

```
Mission[massacarburante] := Block[{},
  m0conc = 92080; (*kg, dato ufficiale*)
  m0 = m0conc scala3; (*[kg]*)
  Δt = 1; (*[s]*)
  Sup = 1.05; (*coefficiente di sicurezza salita*)
  n = 1;
  i = 1;
  Clmax = 0.7; (*massimo coeff di lift*)
  mcarb = massacarburante;
  mriserva = 0.2 massacarburante;
  quota = 0;
  While[n < 2,
    massa = m0 + mcarb;
    peso = massa 9.81;
    mach = 
$$\frac{\sqrt{\text{Sup} * \frac{\text{peso}^2}{(\text{S ISADENSITY}[quota] \text{andamentoCl}[23])}}}{\text{ISAMACH}[quota]}$$
;
    percent = Dragtot[quota, mach] 100 / ((spintatot[quota, mach, rpmMAX, 100]));
    If[percent > 100, mach = mach  $\left(1 + \frac{\text{percent} - 100}{100}\right)$ ];
    percent = (Dragtot[quota, mach] 100) / ((spintatot[quota, mach, rpmMAX, 100]));
  ];
  If[mach < 0.7, mach = 0.7 (* in questo caso sale di più*)];
  mcarb = mcarb - (ConsumoMotore[quota, mach, percent] + mfuel[quota, mach, rpmMAX]) Δt;
  quota = quota + 0.7  $\left(\frac{1}{1000} \text{mach ISAMACH}[quota] \text{Sin}\left[\text{ArcCos}\left[\frac{1}{\text{Sup}}\right]\right] \Delta t\right)$ ;
  If[mcarb < mriserva, n = 2];
  i++;
  Print[quota " km - ", massacarburante " mcarb - ", mach "Mach - ", percent "% spinta - ", i "s tempo"];
];
Return[quota]
]
```

Dalla quale si ricava un consumo stimato di 57870 *kg* di combustibile per il raggiungimento della quota prevista di 35 km.

Consumo e massa ossigeno

Raggiunta la quota di 20 km, si procede alla chiusura dell'intake e si introduce l'ossigeno. A questo punto, si viaggerà a Mach 3 fino alla quota prevista di 35 km.

L'ossigeno necessario dovrà fornire una spinta che altro non è che la differenza tra la spinta effettiva e le resistenze totali.

È perciò quantificabile come:

```
ConsumoO2[Quota_, mach_] := Block[{
  spintar
},
  spintar = (spintatot[Quota, mach, 10000, 100] - Dragtot[Quota, mach]);
  portataO2 = (spintar / (uefreheat[quota, mach] - u[Quota, mach])) * 0.3;
  Return[portataO2];
];
Ox = ConsumoO2[35, 3] (*ossigeno al secondo*)
dt = (QuotaFin - QuotaIntro) / (3 * ISAMACH[35])
O2Richiesto = Ox * dt
```

Da cui si ottiene un consumo stimato di ossigeno pari a 24713 *kg*.

4.15 CARICO UTILE

Confrontandoci sempre con il modello preso a riferimento, il Concorde, si ricorda che:

$$CaricoUtileConcorde_{max} = 111130 \text{ kg}$$

Pertanto, si può avere una stima del carico utile per verificare la bontà del progetto:

$$Carico\ Utile = CaricoUtileConcorde_{max} - (massa\ carburante + massa\ O_2)$$

Da cui, inserendo i dati ottenuti:

Carico Utile = 28547 kg

Si riuscirebbe, pertanto, a portare un carico utile di, circa, 28 tonnellate ad una quota utile pari a 35 km.

5 CONCLUSIONI

Con le dovute approssimazioni e semplificazioni del caso, il lavoro svolto ha portato a risultati che mostrano come l'utilizzo di un motore Diesel sia possibile: confrontandosi con i dati del Concorde, si riesce a ottenere un carico utile di 28,547 kg.

L'installazione di motori Diesel comporterebbe, quindi, un notevole risparmio sul combustibile, oltre ad un ripensamento in termini di sicurezza e riduzione dei costi di gestione di tutto il comparto aeronautico.

Emerge, inoltre, come l'idea di dotare il velivolo di un serbatoio di ossigeno sia un concetto vincente. Si riesce, infatti, a compensare la perdita di spinta dovuta alla rarefazione atmosferica, raggiungendo la quota prevista di 35 km.

L'installazione di questa tipologia di propulsori con notevoli prestazioni ad alta quota e in grado di ottenere alte velocità potrebbe consentire, inoltre, di pensare allo sfruttamento di corridoi aerei non solcati da velivoli convenzionali, quindi non interessati dal normale traffico, lungo i quali, dunque, possono essere adottate agevolmente le velocità supersoniche: ciò potrebbe consentire un notevole risparmio di tempo di navigazione.

Studi futuri potrebbero portare ad un più raffinato dosaggio dell'ossigeno all'interno della camera di combustione o, anche, ad un eventuale rinnovamento del motore in funzione di questo nuovo dato.

Si potrebbero, inoltre, abbozzare le prime stime sui costi dell'adozione una simile soluzione.

BIBLIOGRAFIA E SITOGRAFIA

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
- Fernando Pierini – "Generatori di vapore di media e piccola potenza" – Hoepli
- 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
- Tesi dell'Ing. Mattia Erani "Studio ed ottimizzazione di un sistema di propulsione suborbitale basato su un diesel aeronautico" – AA 2011/2012
- Tesi dell'Ing. Gen Ay Femia "Studio e ottimizzazione dell'avanprogetto di un convertiplano supersonico ad uso executive" – AA 2008/2009

Sitografia:

- <http://www.wikipedia.org/>
- <http://www.treccani.it/>
- <http://www.grupposapio.it/>
- <http://www.concordesst.com/>
- <http://www.nasa.gov/>
- <http://www.xcor.com/>

RINGRAZIAMENTI

Alla mia famiglia, che mi ha sopportato e finanziato in questi anni di studio.

Agli amici *storici*, con i quali, in ogni caso, si festeggia dopo un esame.

Agli amici del liceo, indispensabili compagni di avventure.

Ai compagni di corso, che hanno reso l'università decisamente più vivibile.

Al Professor Piancastelli, che mi ha guidato in questo progetto.

Al Professor Gentilini: nella sessione di luglio sarebbe stato, sicuramente, troppo caldo.