

ALMA MATER STUDIORUM - UNIVERSITÀ DI BOLOGNA

SCUOLA DI INGEGNERIA E ARCHITETTURA

CORSO DI LAUREA IN INGEGNERIA MECCANICA

D.I.N.

Dipartimento di Ingegneria Industriale

TESI DI LAUREA

In

DISEGNO TECNICO INDUSTRIALE

**STUDIO E OTTIMIZZAZIONE DI UN VELIVOLO SUBORBITALE
PER TRASPORTO PASSEGGERI VELOCE**

CANDIDATO

Matteo Magnani

RELATORE

Chiar.mo Prof. Ing. Luca Piancastelli

Anno Accademico 2012/13

Sessione II

Capitolo 1

1.1	Introduzione	1
1.2	Progetti della Virgin Galactic	2
1.2.1	Profilo aziendale	2
1.2.2	Gli spacecraft	2
1.2.3	La base	2
1.2.4	L'inizio degli space flights	3
1.2.5	SpaceShipOne	3
1.2.6	SpaceShipTwo	6
1.2.7	WhiteKnightOne	7
1.2.8	WhiteKnightTwo	9
1.3	Idee e sviluppi	11
1.3.1	Progetto Skylon	11
1.3.2	XB-70 Valkirye	12
1.3.3	Concorde	13
1.4	Motori Aeronautici	16
1.4.1	I Motori Turbofan	16
1.4.2	Rolls-Royce Trent 700	17
1.4.3	I Motori Diesel	18

Capitolo 2

2.1	Confronto 2 tempi diesel - 4 tempi diesel	19
2.1.1	Calcolo della Spinta	20
2.2	Confronto 4 tempi diesel – F135	32
2.2.1	Lockheed Martin F-35 Lightning II	33
2.2.2	Studio termodinamico del turbofan P & W F 135	36
2.2.3	Propulsori a confronto	41

Capitolo 3

3.1 La Mission	43
3.1.1 Le scelte di progetto	43
3.1.2 Modellizzazione atmosferica	44
3.1.3 Il sistema propulsivo	48
3.1.4 La presa d'aria	48
3.1.5 Il compressore	56
3.1.6 Il Motore	57
3.1.7 Introduzione dell'ossigeno	58
3.1.8 Recupero Energetico	59
3.1.9 Calcolo della Spinta	60
3.1.10 Calcolo della portanza (Lift)	66
3.1.11 Calcolo delle resistenze (Drag)	68
3.1.12 Risultante delle forze	73
3.1.13 Stima dei consumi	76
3.1.14 Carico utile	83
<u>Conclusioni</u>	84
<u>Bibliografia</u>	85
<u>Ringraziamenti</u>	87

CAPITOLO 1

1.1 Introduzione

Quello che segue è lo studio e l'ottimizzazione di un velivolo suborbitale per il trasporto passeggeri veloce, cioè si vogliono studiare le caratteristiche di un aeroplano in grado di raggiungere quote e velocità non convenzionali in modo tale da garantire una drastica riduzione sia del tempo impiegato per percorrere tratte importanti sia dei consumi.

Come detto, per diminuire sensibilmente i consumi sarà equipaggiato con motorizzazione diesel che ha già dato prova di essere un buon compromesso tra spinta generata e appunto consumi ridotti.

Si prenderanno quindi in esame come alternative un motore 2 tempi diesel jet e uno 4 tempi diesel fan allo scopo di valutare la soluzione più idonea al raggiungimento dell'obiettivo prefisso. Verrà poi effettuato un confronto fra il nuovo propulsore e uno di ultima generazione al fine di verificarne la validità e le potenzialità. Successivamente andremo a descrivere le varie parti che compongono il sistema propulsivo dell'aeroplano e faremo vedere tramite il programma Mathematica la "Mission" di simulazione di volo.

Uno dei problemi che riscontriamo immediatamente che però risolviamo con la stessa rapidità riguarda proprio il funzionamento dei motori Diesel, in grado di erogare correttamente potenza 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 liquido: 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.

Prendendo spunto da progetti già sviluppati, si giungerà a risultati che non hanno la pretesa di essere esaustivi, in quanto frutto di calcoli approssimati e semplificazioni necessarie, ma che preservano la validità dell'impianto di progetto. Lo studio potrebbe essere una buona base di partenza per successive valutazioni di fattibilità commerciale.

1.2 Progetti della Virgin Galactic

- **1.2.1 Profilo aziendale**

La Virgin Galactic è una compagnia creata dal magnate Sir Richard Branson (proprietario del Virgin Group) per realizzare un'offerta di voli spaziali suborbitali per il mercato commerciale e per il lancio in orbita di piccoli satelliti. Virgin Galactic è di proprietà del Virgin Group per il 68% e di Aabar Investments per il restante 32%.

- **1.2.2 Gli spacecraft**

La navetta vera e propria è progettata per 6 passeggeri e 2 piloti. A circa 16 km viene sganciata dall'aereo-vettore alla sua massima quota. L'intervallo di tempo dal decollo del vettore (WhiteKnightTwo) all'atterraggio della navetta (SpaceShipTwo) dopo il volo suborbitale è di circa 2.5 ore. Il volo suborbitale in sé è solamente una piccola frazione di questo tempo complessivo: l'assenza di peso per l'equipaggio dura approssimativamente 6 minuti nei quali l'equipaggio può slacciare le cinture e fluttuare liberamente per la cabina. Oltre al mercato dei voli per turismo spaziale, attualmente coperto solo dall'Agenzia Spaziale Russa che offre i voli a prezzi di circa 20 milioni di dollari per 6 giorni di volo, Virgin Galactic conta di utilizzare SpaceShipTwo anche per missioni scientifiche suborbitali e per il servizio di lancio di piccoli satelliti. In particolare SpaceShipTwo raggiungerà una quota leggermente superiore rispetto a SpaceShipOne, suo predecessore, toccando i 110 km e superando così il “confine dello spazio” situato per convenzione a 100 km dal livello del mare. La navetta raggiungerà la velocità di Mach 3.5.

- **1.2.3 La base**

I lanci di prova sono stati effettuati dal Mojave Air & Space Port (MHV), conosciuto anche come Civilian Aerospace Test Center, che si trova a Mojave, California, ad una altezza di 851 metri sul livello del mare. E' stata la prima struttura ad ottenere la licenza USA per il lancio orizzontale di *reusable spaceplanes* e certificato *Spaceport* dalla Federal Aviation Administration nel 2004. Virgin Galactic conta di effettuare da qui i suoi primi lanci a fini turistici.

Spaceport America è la nuova base operativa della Virgin Galactic terminata nel 2010, situata in New Mexico; il bando per la costruzione è stato vinto in seguito ad una competizione internazionale d'architettura.

E' stato definito come “*the first purpose-built commercial spaceport*” al mondo. Sarebbe inoltre in via di definizione un accordo con Spaceport Sweden per la realizzazione del primo Spazioporto Europeo a Kiruna, Svezia, e di un altro nel Regno Unito.

- **1.2.4 L'inizio degli space flights**

Will Whitehorn, presidente della Virgin Galactic, ha annunciato: “*We will not put a definite timeline on when the commercial flights would begin but all was on track with its development plans.*” Ed ancora, “*..if all goes to plan [the inaugural sub-orbital flight should happen] within two years [of June 2009]*”.

Doug Shane, presidente della Scaled Composites, società proprietaria dei progetti SpaceShip e WhiteKnight, annunciò che i primi captive flights si sarebbero tenuti a inizio 2010. Il 7 Dicembre 2009 SpaceShipTwo fu presentato in anteprima mondiale al Mojave Spaceport.

- **1.2.5 SpaceShipOne**



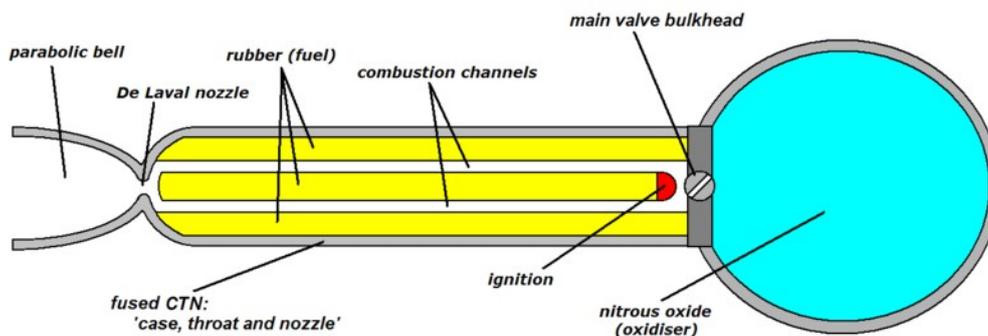
Lo Scaled Composites SpaceShipOne (SS1) è un velivolo con propulsione a razzo che ha completato il primo volo spaziale con pilota finanziato interamente con fondi privati il 21 Giugno 2004.

E' stato sviluppato dalla Mojave Aerospace Ventures (una joint venture tra Paul Allen, cofounder di Microsoft, e Scaled Composites formata sotto il programma Tier One) senza fondi governativi. Dopo il primo volo, il 4 Ottobre 2004, ha vinto i 10 M\$ dell'Ansari X PRIZE, raggiungendo i 100 km di altitudine due volte in una settimana, con un equivalente di tre persone bordo e con non più del 10% della massa a secco del velivolo sostituita tra un volo e l'altro. I costi di sviluppo sono stati approssimativamente di 25 M\$ forniti nella totalità da Paul Allen.

Durante gli svariati test SpaceShipOne ha compiuto un alto numero di primati, tra cui quello di essere il primo velivolo nato da finanziamenti privati ad aver:

- superato Mach 2 e Mach 3;
- superato i 100 km di quota;
- essere riutilizzabile.

Tecnicamente SpaceshipOne è definito come *experimental air-launched rocket-powered aircraft with suborbital flight capability that uses a hybrid rocket motor*. Si può notare nella figura uno schema del motore.



Degno di nota è il sollevamento delle due code del velivolo che avviene raggiunta la quota massima e che permane per tutta la fase di rientro, quando l'atmosfera è ancora rarefatta. In tale tratto si rende infatti necessario un forte aumento della resistenza aerodinamica per impedire il raggiungimento di velocità troppo elevate con successivo impatto distruttivo con l'atmosfera. A titolo comparativo, la velocità massima approssimata di discesa dello SpaceShipOne è di 4200 km/h, mentre quella dello Space Shuttle è di 25000 km/h, il che rende necessari per il secondo scudi termici.

Il sistema di SS1, oltre ad un notevole rallentamento, garantisce un effetto autostabilizzante. E' difatti possibile il rientro in atmosfera con qualsiasi inclinazione visto che il sistema sopracitato assicura un autoposizionamento corretto man mano che aumenta la densità dell'aria e quindi l'impatto aerodinamico.

Come asserisce Burt Rutan: *“This vehicle is designed to go into the atmosphere in the worst case straight in or upside down and it'll correct”*. Tale sistema è denominato *feathered re-entry system*. SpaceShipOne è registrato alla FAA come N328KF, dove N è il prefisso USA e 328 sono i kft di quota posti come obiettivo (100 km). La scelta dei feet come unità di misura è semplicemente dovuta al fatto che un velivolo N100KM risultava ironicamente già registrato. N328KF è schedato come aliante (glider) essendo, per la maggior parte del tragitto, a motore spento.

A titolo di curiosità, si segnala che il primo powered flight (flight 11P) si è tenuto il 17 Dicembre 2003, data del centesimo anniversario del primo volo a motore; sei voli dopo (flight 17P), N328KF vincerà l'Ansari X PRIZE. L'ultimo volo (flight 18P), fissato per il 13 Ottobre 2004, è stato cancellato da Burt Rutan per prevenire il rischio di danni accidentali ad un veicolo oramai storico. L'ultima apparizione fuori da un museo per SpaceShipOne è stata il 25 Luglio 2005, quando l'astronauta Mike Melville ha tenuto, nella Wright-Patterson Air Force Base a Daytona, Ohio, il discorso intitolato *“Some Experiments in Space Flight”* in onore al discorso di Wilbur Wright alla American Society of Mechanical Engineers del 2001, intitolato *“Some Experiments in Flight”*. Dopo tale discorso, N328KF è stato trasportato dal Mojave Air & Space Port allo Smithsonian Institution's National Air and Space Museum nel quale è esposto al pubblico nell'atrio principale dal 5 Ottobre 2005, a fianco allo Spirit of St.Louis e al Bell X-1. Una replica esatta (senza meccanica né interni) è esposta al Oshkosh Airventure Airshow.

Di seguito si riportano alcune caratteristiche tecniche.

General characteristics:

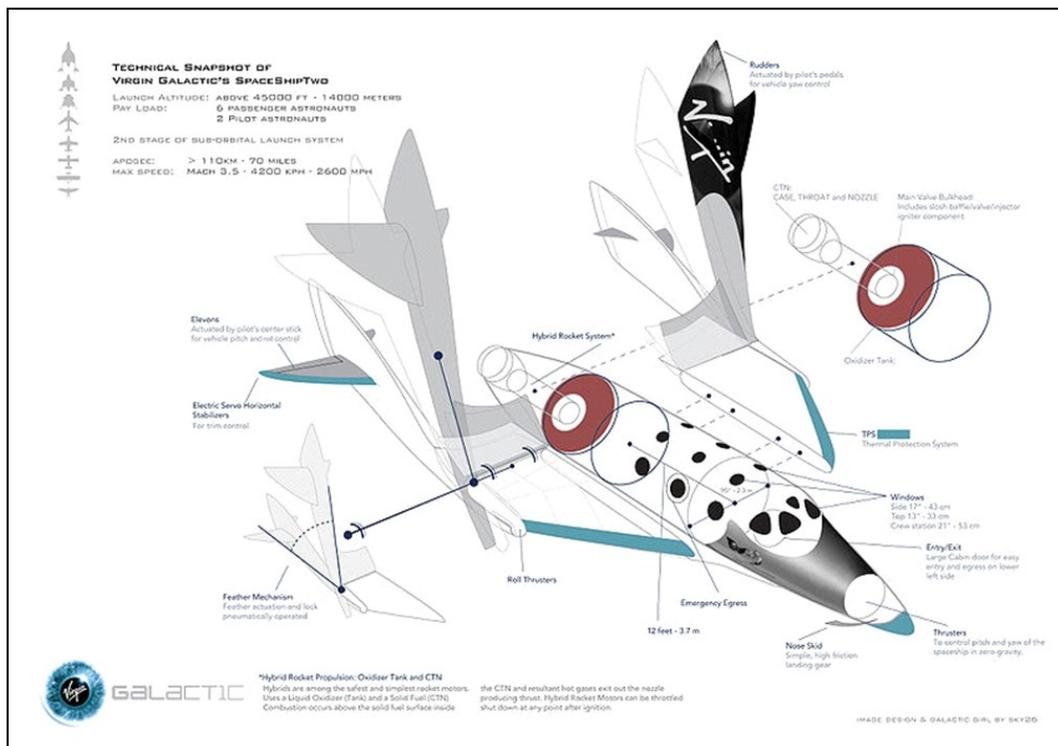
- > Crew: one,pilot;
- > capacity: 2 passengers;
- > Length: 16 ft 5 in (5 m);
- > Wingspan: 16 ft 5 in (5m);
- > Height: ();
- > Wing area: 161.4 ft2 (15 m2);

- Empty weight: 2,640 lb (1200 kg);
- Loded weight: 7,920 lb (3600 kg);
- Powerplant: 1x N20/HTPB SpaceDev Hybrid rocket motor, 7,500 kgf (74 kN);
- Isp: 250 s (2450 Ns/kg);
- Burn time: 87 seconds;
- Aspect Ratio: 1.6;

Performance:

- Maximum speed: Mach 3.09 (2,170 mph, 3518 km/h);
- Range: 35nm (40mi, 65 km);
- Service ceiling: 367,360 ft (112000 m);
- Rate of climb: 82,000ft/min (416.6 m/s);
- Wing loading: 49.07 lb/ft² (240 kg/m²);
- Thrust/weight: 2.08.

- **1.2.6 SpaceShipTwo**



Model 339 SpaceShipTwo (SS2) è il successore di SS1 e parte del programma Tier 1b, figlio ancora della collaborazione tra Virgin Galactic e Scaled Composites. Presentato in anteprima mondiale il 7 Dicembre 2009, sarà sottoposto ad un ulteriore anno di test prima di essere affiancato da altri 4 esemplari a costituire una innovativa flotta per voli spaziali privati nel 2011.

Rispetto alla navetta SS1 la capienza è aumentata a 6 passeggeri e 2 piloti (il che ha comportato un raddoppio delle dimensioni complessive) e la quota è passata da 100 km a 110km, raggiungendo pienamente la bassa termosfera. Per dare un ordine di grandezza si ricorda che ISS (International Space Station) orbita tra i 320 e i 380km, nella parte alta della termosfera. Il motore, la velocità massima e la quota di distacco dal WhiteKnight rimangono pressoché invariate. Permane la presenza del fondamentale feathered re-entry system come ben visibile nell'immagine sottostante che mostra SS2 in configurazione di rientro..

Per la prevendita dei primi 100 biglietti (venduti a 200000 \$ l'uno) vi sono state oltre 65000 richieste. Per questa “modica” cifra infatti viene offerta una crociera di 2.5 ore, delle quali solo alcuni minuti nello spazio: un prezzo più che accessibile rispetto agli attuali 20 M\$ richiesti dall'Agenzia Spaziale Russa per 6 giorni nello spazio.

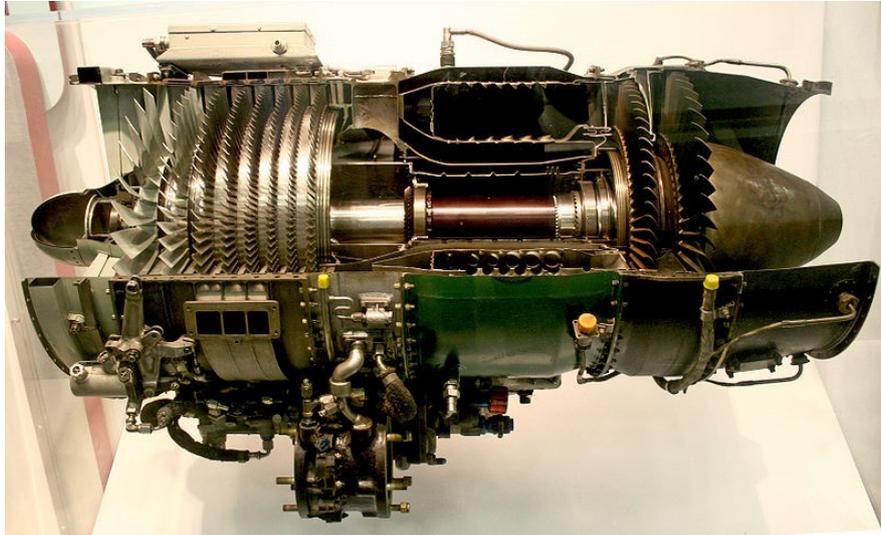
- **1.2.7 WhiteKnightOne**



Model 318 WhiteKnight (WK) è l'aereo motorizzato a turbogetto lanciatore di SS1. Viene anch'esso sviluppato da Scaled Composites nel programma Tier One. E' stato utilizzato anche in collaborazione con DARPA per il lancio dello Spaceplane Boeing X-37 da Giugno 2005 ad Aprile 2006.

WhiteKnightOne è motorizzato con due turbine J-85 GE con postbruciatori, scelte per il basso costo e l'affidabilità (questa turbina vanta oltre 16.5 Mh di servizio). Ognuna di queste turbine può sprigionare una potenza di 13 kN e 22 kN rispettivamente senza e con postbruciatore acceso.

Il ridotto peso (sotto i 250 kg) lo rende il motore col più basso rapporto peso/potenza attualmente sul mercato. In foto uno spaccato dello stesso.



Il primo volo di WK è dell'1 Agosto 2002: in quella circostanza si era scelta una configurazione alare in grado di garantire un ottimo comportamento da aliante, prevedendo un seguente utilizzo per l'addestramento di piloti della SS1, ipotesi poi scartata in seguito a grossi problemi di stabilità; il 5 Agosto viene ripetuto il volo, questa volta con successo. Il 18 Aprile 2003 viene presentato per la prima volta agganciato a SS1, col quale conquisterà l'Ansari X- PRIZE. Oltre ai voli con SS1 e con X-37 viene utilizzato anche per 7 voli di sperimentazione sul progetto Adaptive Compliant Wing, progetto della FlexSys sponsorizzato dalla U.S.Air Research Laboratory , che verte su un tipo di ala flessibile in grado di modificare la propria forma in volo.

In questi voli un campione d'ala di 50 in viene montata verticalmente sotto WK e ne vengono misurate in volo le proprietà aerodinamiche. Si riportano di seguito le principali specifiche tecniche.

General characteristics:

- > Crew: 2;
- > Capacity: 2;
- > Payload: 8,000 lb (3600 kg);
- > Length: ():

- Wingspan: 82 ft (25 m);
- Height: ();
- Powerplant: 2x General Electric J85-GE-5 afterburning turbojets;
- Fuel capacity: 6,400 lb (2900 kg); Performance:
- Service ceiling: 53,000 ft plus (16000 m).

- **1.2.8 WhiteKnightTwo**

Model 348 WhiteKnightTwo (WK2) è il lanciatore di SS2 sviluppato nel programma Tier 1b; da Virgin Galactic ne sono stati ordinati due esemplari. Il primo WK2 è stato mostrato in anteprima il 28 Luglio 2008 ed ha volato per la prima volta il 28 Dicembre dello stesso anno. Da quella data ha subito test di sviluppo fino a settembre 2009. WK2 è circa 3 volte più grande di WK1 e tale aumento di dimensioni si è reso necessario per il trasporto di SS2, che a sua volta è circa il doppio di SS1.

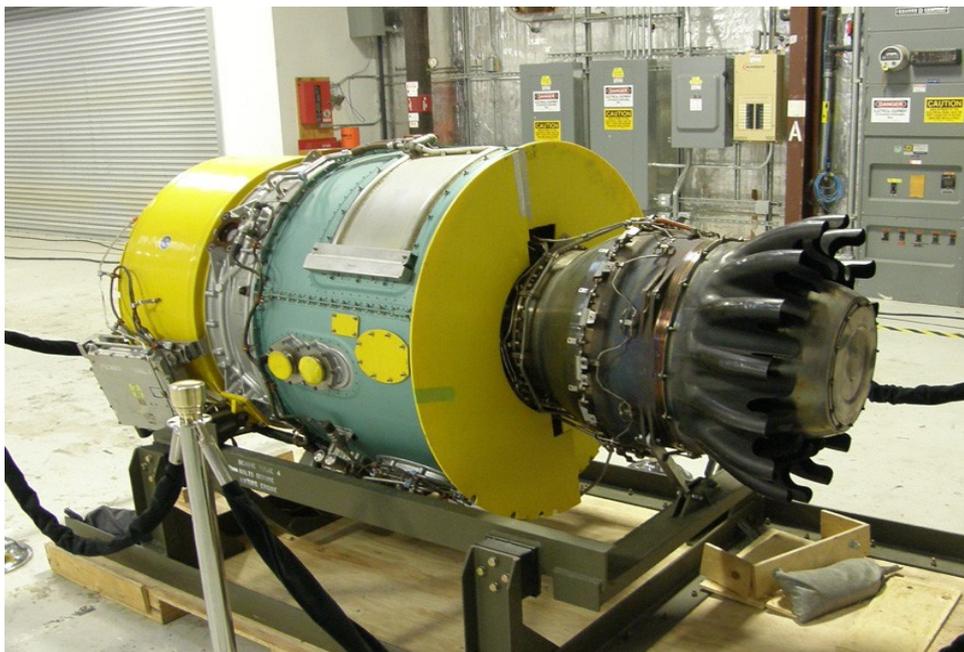
E' costruito per la quasi totalità in materiali compositi: oltre a cabina, ali, elementi strutturali, anche parti della strumentazione, come cavi di controllo di volo, sono in fibra di carbonio e costruiti con sistemi brevettati ad hoc.



Se SS2 è rimasta, dimensioni a parte, simile a SS1, WK2 presenta grossi cambiamenti tecnici rispetto al predecessore, infatti:

- è stata aumentata la quota operativa massima: ora WK può raggiungere i 18 km;
- la carlinga presenta ora 2 fusi, ognuno replica esatta della cabina di SS2;
- cambia la forma della coda: se WK1 utilizzava due code a “T”, in WK2 le code hanno invece forma a croce;
- i motori, ora 4, non sono più posti sopra l'abitacolo, ma sotto le ali a gruppi di 2.

Inoltre, in luogo dei precedenti 2 turbojet J-85, sono montate 4 turbofan PW308A, turbine di nuova concezione (il modello PW307 ottiene l'omologazione a Marzo 2005), la struttura delle quali è visibile nell'immagine sottostante, nate per applicazioni business jet .



Alcune caratteristiche.

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).

1.3 Idee e sviluppi

• 1.3.1 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.

- **1.3.2 XB-70 Valkyrie**

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, era concepito come bombardiere ma in pratica, realizzato come aereo sperimentale, utilizzava la configurazione canard e 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 era 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.

• 1.3.3 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)

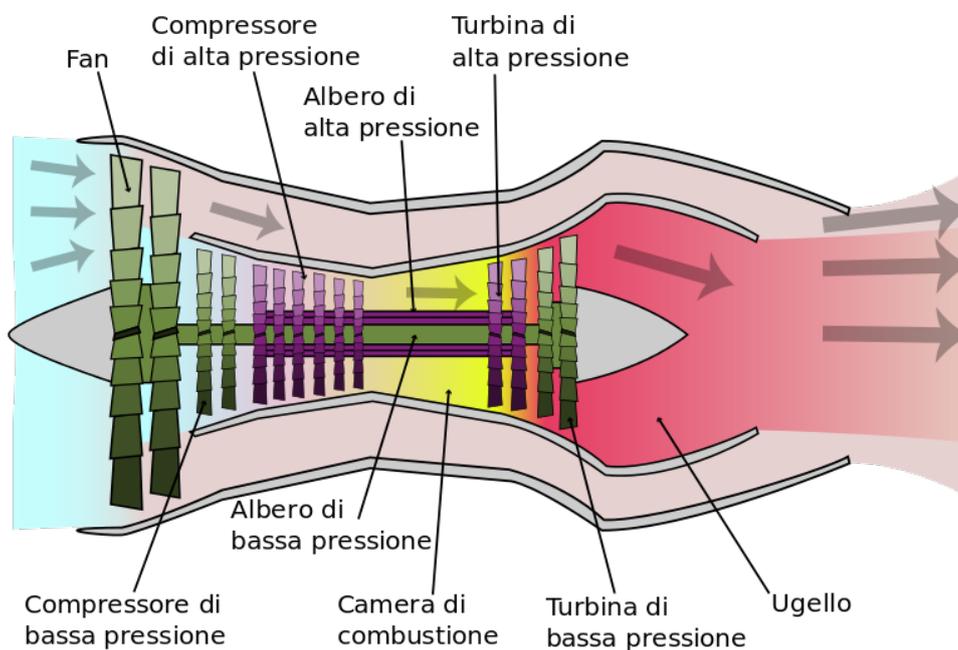
Performance:

- 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)

1.4 Motori Aeronautici

• 1.4.1 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.



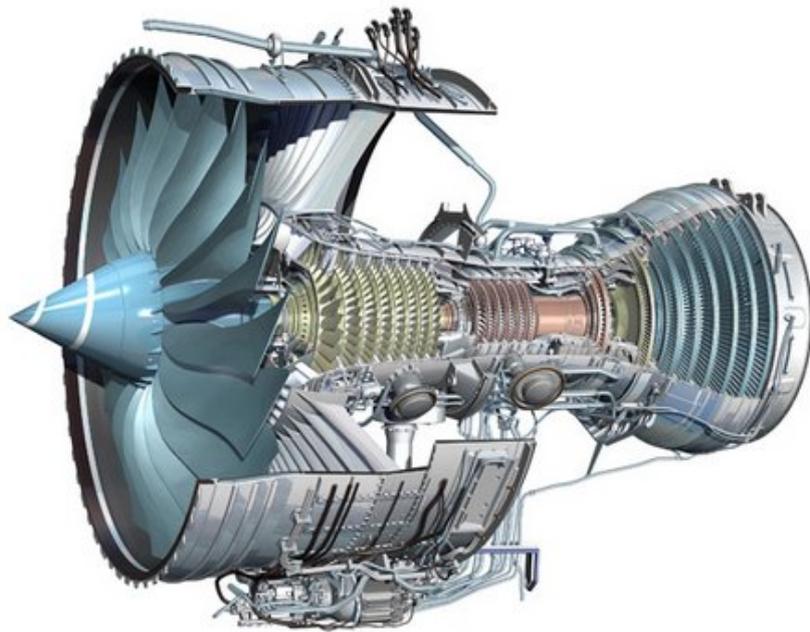
Nel motore turbogas, l'aria captata mediante le bocche, viene compressa e inviata alla camera di combustione. Il flusso dei gas caldi espulsi dalla camera di combustione convogliati attraverso lo statore turbina, viene diretto contro le palette rotanti con un'angolazione tale da consentire la trasformazione 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 turbofan 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.

- **1.4.2 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.

• 1.4.3 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.

Vediamo allora di fare il confronto fra il motore 2 tempi e il 4 tempi al fine di scegliere la soluzione ottimale per le nostre esigenze di volo.

CAPITOLO 2

2.1 Confronto 2 tempi diesel -4 tempi diesel

- 2 Tempi

Vengono riportate le caratteristiche dimensionali e di funzionamento del motore 2 tempi:

$$\text{alesaggio} = \frac{150}{1000}; (*[m]*)$$

$$\text{corsa} = \frac{66.5}{1000}; (*[m]*)$$

$$\text{ncil} = 96; (*\text{numero di cilindri}*)$$

$$\text{rpmMAX} = 10000; (*\left[\frac{1}{\text{min}}\right]*)$$

$$\eta_{\text{vol}} = 0.81; (*\text{rendimento volumetrico}*)$$

$$T_{\text{inengine}} = 50 + 273.15;$$

(*temperatura massima di entrata al motore→necessario intercooler*)

$$T_{\text{outengineMAX}} = 1063 + 273.15; (*\text{massima temperatura in uscita dal motore}*)$$

$$\text{RendimentoMotoreatMax} = 0.35;$$

$$T_{\text{outengineMAX}} = 750 + 273.15;$$

(*temperatura in uscita dal motore per il massimo rendimento*)

$$\text{RendimentoMotoreMax} = 0.38;$$

$$\text{cilindrata} = \text{Pi} \frac{\text{alesaggio}^2}{4} \text{corsa} (*[m^3]*)$$

- 4 Tempi

```

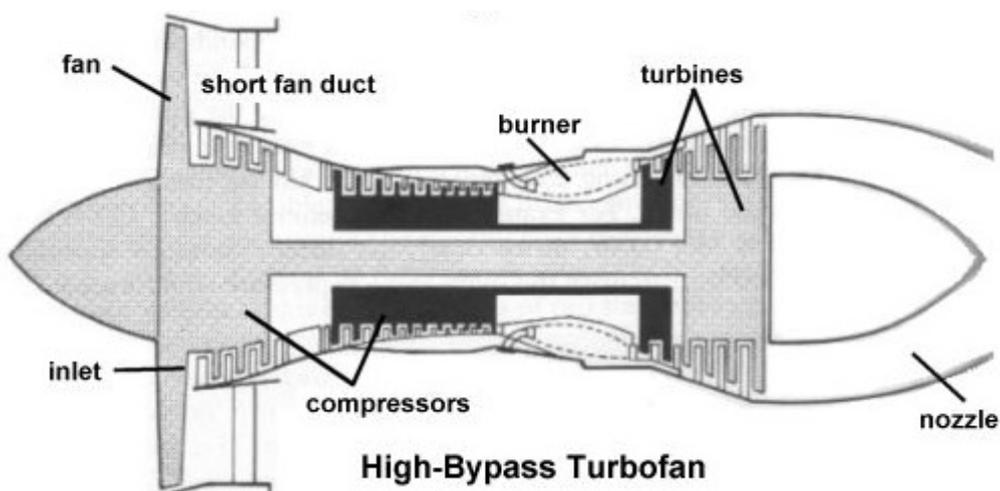
alesaggio =  $\frac{150}{1000}$ ; (*[m]*)
corsa =  $\frac{66.5}{1000}$ ; (*[m]*)
ncil = 96; (*numero di cilindri*)
rpmMAX = 10000; (* $\frac{1}{min}$ *)
 $\eta_{vol} = 0.81$ ; (*rendimento volumetrico*)
Tinengine = 50 + 273.15;
(*temperatura massima di entrata al motore→necessario intercooler*)
ToutengineMAX = 1063 + 273.15; (*massima temperatura in uscita dal motore*)
RendimentoMotoreaTMax = 0.45;
ToutengineMAX = 750 + 273.15;
(*temperatura in uscita dal motore per il massimo rendimento*)
RendimentoMotoreMax = 0.50;

cilindrata = Pi  $\frac{alesaggio^2}{4}$  corsa (*[m3]*);

```

- 2.1.1 Calcolo della Spinta

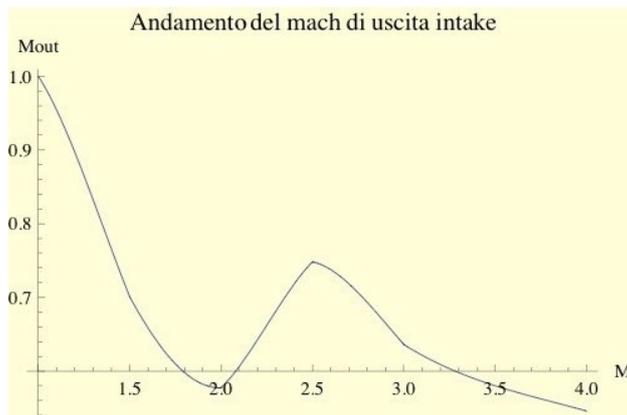
Per poter procedere al calcolo delle prestazioni del motore, si sono create, attraverso l'ambiente di calcolo simbolico e numerico *Mathematica*, delle funzioni che permettessero di determinare i parametri termodinamici e cinetici nelle successive sezioni del sistema propulsivo, al variare della quota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



Schematizzazione del sistema propulsivo

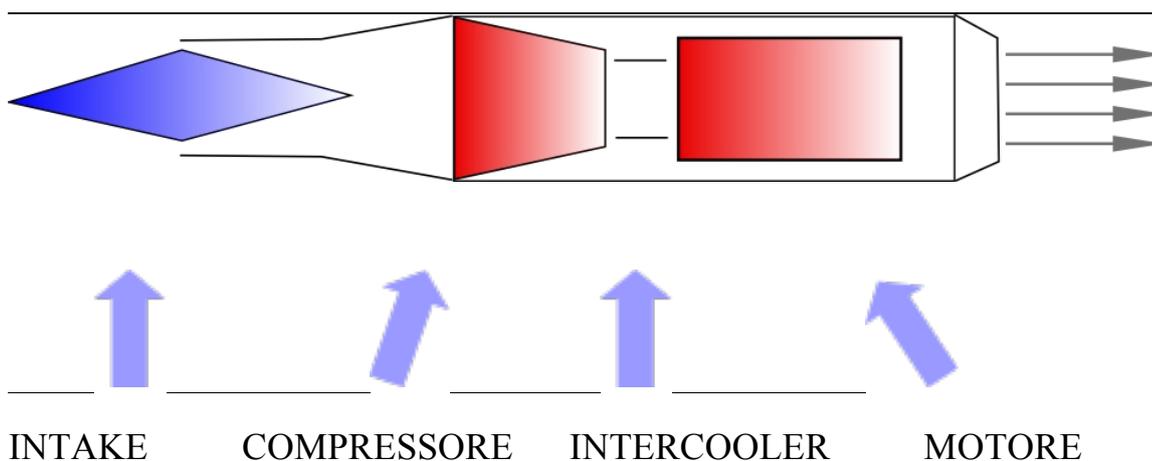
Per prima cosa, si riportano le funzioni relative alle velocità del flusso nel diffusore, situato dopo l'intake.

```
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 0.3;

- **2 Tempi**



All'ingresso del compressore si avranno quindi i valori:

$$\gamma = 1.395;$$

per la pressione:

```

p2c[quota_, mach_] := Block[{} ,
  pa = ISAPRESSURE[quota] ;

   $\eta_{pa} = \text{intakePressureRecovery[mach] ; } p0a = pa \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} \text{mach}^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} ;$ 

  M1 = IntakeMachExit[mach] ;
  p01 = p0a  $\eta_{pa}$  ;

   $p1 = \frac{p01}{\left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M1^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} ;$ 

  p02 = p01 ;

   $p2 = \frac{p02}{\left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M2^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} ;$ 

  Return[p2] ;
]

```

Per la temperatura:

```

T2c[quota_, mach_] := Block[{} ,
  Ta = ISATEMPERATURE[quota] ;  $\eta_{pa} = \text{intakePressureRecovery[mach] ;$ 

   $T0a = Ta \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} \text{mach}^2 \right) ;$ 

  M1 = IntakeMachExit[mach] ;
   $T01 = T0a (\eta_{pa})^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} ;$ 

   $T1 = \frac{T01}{\left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M1^2 \right)} ;$ 

  T02 = T01 ;

   $T2 = \frac{T02}{\left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M2^2 \right)} ;$ 

  Return[T2] ;
]

```

Densità e velocità:

$$\rho_{2c}[\text{quota_}, \text{mach_}] := \frac{p_{2c}[\text{quota_}, \text{mach_}]}{R T_{2c}[\text{quota_}, \text{mach_}]};$$

$$u_{2c}[\text{quota_}, \text{mach_}] := M_2 \sqrt{\gamma R T_{2c}[\text{quota_}, \text{mach_}]};$$

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

Per fare ciò, assunta la configurazione del motore espressa nell'immagine, si nota che il motore sarà sovralimentato dalla presa d'aria e dal compressore, disposti in serie e riceverà fluido alla pressione p_{rif} data dal prodotto fra il valore della pressione a valle del diffusore e il rapporto di compressione del compressore $\beta_c=5$. La portata massica viene quindi ricavata dal prodotto di portata volumetrica e densità, come segue:

$$\beta_{cc} = 5;$$

$$p_3[\text{quota_}, \text{mach_}] := \beta_{cc} p_{2c}[\text{quota_}, \text{mach_}];$$

$$\eta_c = 0.87;$$

$$T_3[\text{quota_}, \text{mach_}] := T_{2c}[\text{quota_}, \text{mach_}] \left(1 + \frac{1}{\eta_c} \left(\beta_{cc}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right);$$

$$\text{portata_massica}[\text{quota_}, \text{mach_}, \text{rpm_}] := \text{Block}[\{\},$$

$$p_{rif} = \beta_{cc} p_{2c}[\text{quota_}, \text{mach_}];$$

$$\rho_{in_engine} = \frac{p_{rif}}{R T_{in_engine}};$$

$$V_{punto} = \text{cilindrata_cil} \eta_{vol} \frac{\text{rpm}}{60};$$

$$m_{punto} = \rho_{in_engine} V_{punto};$$

$$\text{Return}[m_{punto}];$$

]

Per il calcolo della spinta si utilizzerà, però, la portata che il compressore è in grado di elaborare alle varie quote con la potenza a disposizione, dunque per le grandezze coinvolte nel bilancio di potenza si utilizzeranno le seguenti:

$$L_{cc}[\text{quota_}, \text{mach_}] := c_p (T_3[\text{quota_}, \text{mach_}] - T_{2c}[\text{quota_}, \text{mach_}]);$$

$$W_{\max}[\text{quota}_-, \text{mach}_-, \text{rpm}_-] := 250 \text{ ncil } 735.5 \frac{\text{portata_massica}[\text{quota}, \text{mach}, \text{rpm}]}{\text{portata_massica}[0, 0.1, 10000]};$$

$$m_{\text{lavorata}}[\text{quota}_-, \text{mach}_-, \text{rpm}_-] := \frac{W_{\max}[\text{quota}, \text{mach}, \text{rpm}]}{L_{\text{cc}}[\text{quota}, \text{mach}]};$$

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)

$$u[\text{quota}_-, \text{mach}_-] := \text{mach} * \text{ISAMACH}[\text{quota}];$$

e quella del gas in uscita dall'ugello (u_e). A sua volta u_e viene calcolata considerando una espansione adiabatica con rendimento d'ugello η_n (95%).

$T_{\text{outengine}}$ 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 $\frac{3.5}{5}$: 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 $\frac{3.5}{5}$ per rispettare le condizioni imposte a monte ed a valle dello stesso.

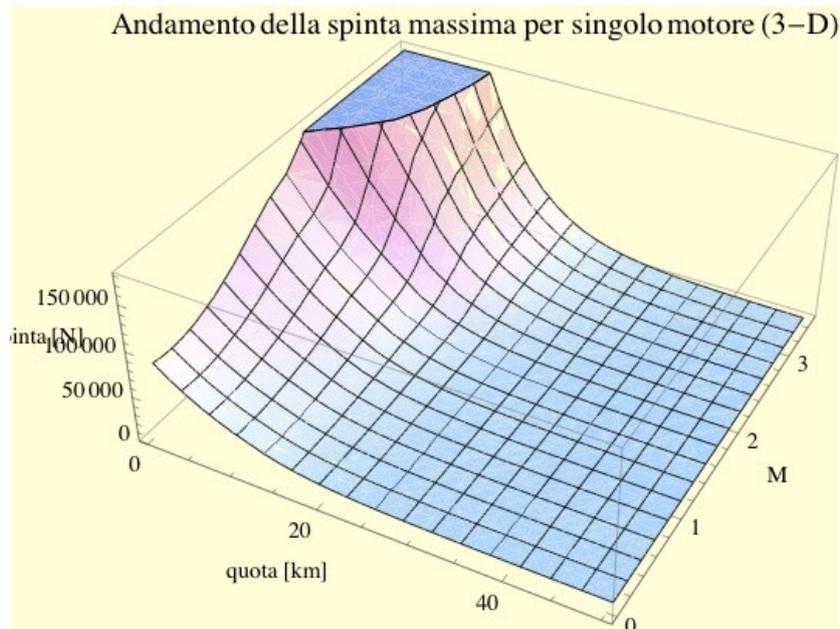
Quindi:

```
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 =  $\frac{\text{pugello}}{\beta_{\text{cc}}}$ ; (*rapporto riduzione di pressione nel motore*)
  pout =  $\beta_{\text{cc}}$  p2c[quota, mach] betamotore;
   $\eta_n = 0.95$ ; (*rendimento ugello*)
  
$$u_e = \sqrt{\frac{(2 \gamma) \eta_n R T_{\text{outengine}} \left(1 - \left(\frac{p_a}{p_{\text{out}}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)}{\gamma - 1}};$$

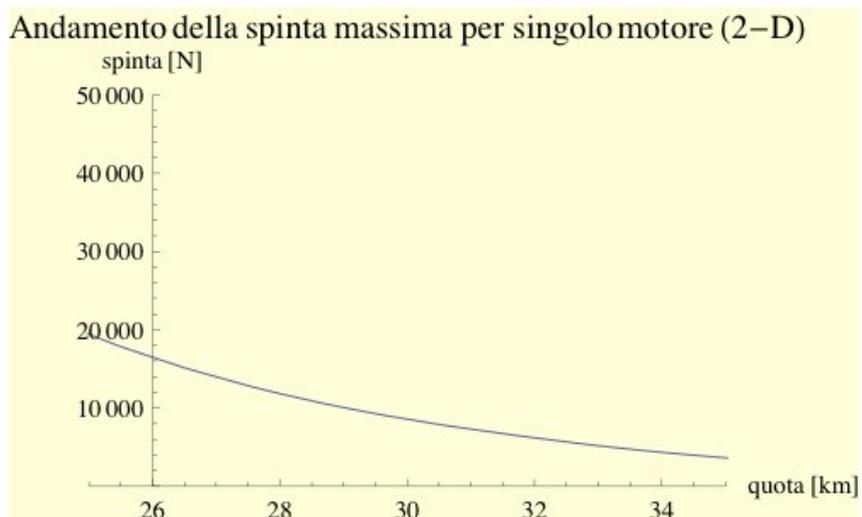
  s = m_lavorata[quota, mach, rpm] (u_e - u[quota, mach]);
  Return[s];
]
```

adesso grafichiamo i risultati ottenuti sia in 3D che in 2D così si potrà fare il confronto.

```
Plot3D[spinta[x, y, rpmMAX, 100], {x, 0, 50},
{y, 0.1, 3.5}, PlotRange → {Automatic, Automatic, {0, Automatic}},
AxesLabel → {"quota [km]", "M", "spinta [N]"}, PlotLabel →
" Andamento della spinta massima per singolo motore (3-D)", Background → LightYellow]
```

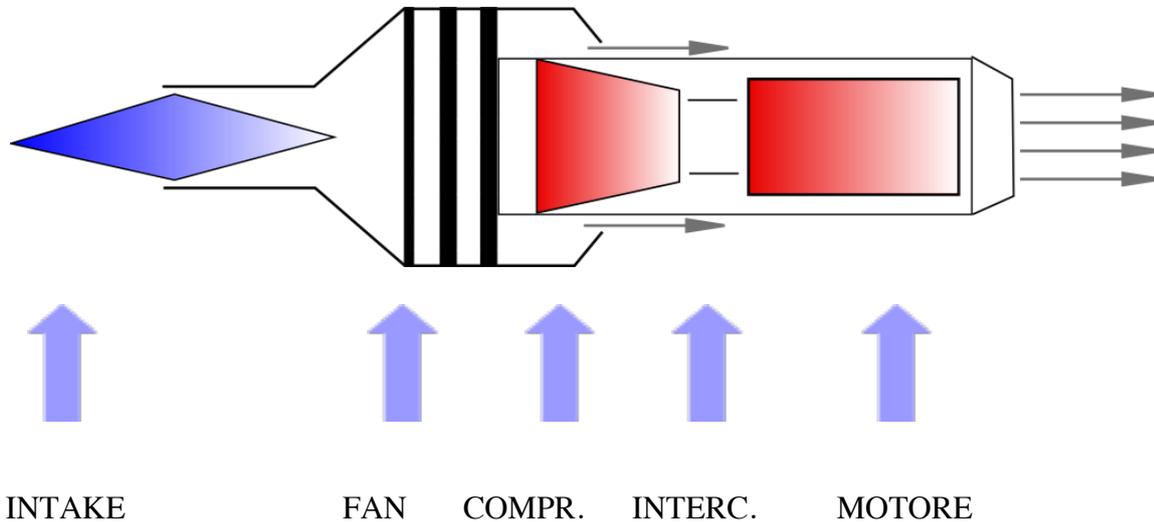


```
Plot[spinta[x, 3.5, rpmMAX, 100], {x, 0, 50},
PlotRange → {{25, 35}, {50 000, 0}}, AxesLabel → {"quota [km]", "spinta [N]"},
PlotLabel → " Andamento della spinta massima per singolo motore (2-D)",
Background → LightYellow]
```



Faremo adesso lo stesso procedimento per il motore 4 tempi

- **4 Tempi**



Come si può notare dalla schematizzazione sopra, il 4 tempi differisce dal 2 tempi, tra le altre cose per la presenza di un fan mosso direttamente dal motore. Tale scelta si è resa necessaria al fine di aumentare la portata massica elaborata svincolandosi di fatto dalla cilindrata del motore: la rarefazione dell'aria ad alta quota unitamente al fatto che il 4 tempi, a differenza del 2 tempi, scarica gas combusti ogni due giri dell'albero (dunque si ha a disposizione la metà della portata rispetto al caso precedente), rendono tale scelta obbligata ai fini del raggiungimento dell'obiettivo preposto.

Prendendo spunto dalla consultazione dei dati relativi al fan LF460 di derivazione Nasa diffusamente trattato da altre tesi, si è scelto di lavorare almeno in fase di approccio e riservandosi il diritto di modificare tale scelta progettuale, con un fan a doppio stadio con rapporto di compressione $\beta_f=1.2$ (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. Questo importante elemento innovativo consente di poter considerare la struttura fornita di due motori al posto di uno. 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.

Per quanto riguarda il calcolo della portata massica del motore, si procede in modo analogo al caso del 2 tempi, notando però che in questo caso, come già anticipato, il

rapporto di compressione del compressore è $\beta_c=5$ e che questo valore dovrà essere moltiplicato per il valore di β_f per ottenere la pressione di aspirazione al motore. Dunque per prima cosa si determinano le condizioni termodinamiche e cinetiche all'ingresso del fan:

```

p2f[quota_, mach_] := Block[{},
  pa = ISAPRESSURE[quota];
   $\eta_{pa}$  = intakePressureRecovery[mach];
   $p_{0a} = pa \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} mach^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}};$ 
  p01 = p0a  $\eta_{pa}$ ;
  M1 = IntakeMachExit[mach];
   $p1 = \frac{p01}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M1^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}};$ 
  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];  $\eta_{pa}$  = intakePressureRecovery[mach];
   $T_{0a} = Ta \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} mach^2\right);$ 
   $T_{01} = T_{0a} (\eta_{pa})^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}};$ 
  M1 = IntakeMachExit[mach];
   $T1 = \frac{T_{01}}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M1^2\right)};$ 
  T02 = T01;
   $T2 = \frac{T02}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M2^2\right)};$ 
  Return[T2];
]

```

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

$$u2f[quota_ , mach_] := M2 \sqrt{\gamma R T2f[quota, mach] } ;$$

All'uscita del fan si ha:

$$\begin{aligned} \eta_f &= 0.84; \\ \beta_f &= 1.2; \\ p3f[quota_ , mach_] &:= \beta_f p2f[quota, mach]; \end{aligned}$$

$$T3f[quota_ , mach_] := T2f[quota, mach] \left(1 + \frac{1}{\eta_f} \left(\beta_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right);$$

Mentre il passaggio nel compressore determina:

$$\begin{aligned} \beta_c &= 5; \\ p4[quota_ , mach_] &:= \beta_c p3f[quota, mach]; \\ \eta_c &= 0.87; \\ T4[quota_ , mach_] &:= T3f[quota, mach] \left(1 + \frac{1}{\eta_c} \left(\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right); \end{aligned}$$

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

$$\begin{aligned} \text{portatamassica}[quota_ , mach_ , rpm_] &:= \text{Block}[\{ \}, \\ &\quad \text{prif} = \beta_c \beta_f p2f[quota, mach] ; \\ &\quad \rho_{\text{inengine}} = \frac{\text{prif}}{R T_{\text{inengine}}} ; \\ &\quad V_{\text{punto}} = \text{cilindrata}_{\text{ncil}} \eta_{\text{vol}} 0.5 \frac{\text{rpm}}{60} ; \\ &\quad m_{\text{punto}} = \rho_{\text{inengine}} V_{\text{punto}} ; \\ &\quad \text{Return}[m_{\text{punto}}] ; \\ &\quad] \end{aligned}$$

e la spinta derivante 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;
   $\eta_m = 0.95$ ; (*rendimento ugello*)
  ue =  $\sqrt{\frac{(2 \gamma) \eta_m R \text{ Toutengine} \left(1 - \left(\frac{p_a}{p_{out}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)}{\gamma - 1}}$ ;
  s = portatamassica[quota, mach, rpm] (ue - u[quota, mach]);
  Return[s];
]

```

Per la valutazione della spinta totale, somma di quella dovuta al flusso primario e quella dovuta al flusso secondario, si deve preventivamente dimensionare il fan al fine di stabilire la portata massica da questo elaborata. Avendo creato funzioni che calcolano il lavoro specifico del compressore e del fan, attraverso il bilancio delle potenze, è possibile risalire al valore di massa totale (si ricorda che il fan elabora tutta la portata del flusso primario e secondario mentre il compressore solo il primario) che può evolvere nel fan. Come criterio di dimensionamento si è scelto di dimensionare alla quota in cui la spinta totale del propulsore vincessesse di misura la resistenza totale al volo in condizioni di crociera e con un procedimento iterativo si è trovata la quota di 34 km alla quale corrisponde un diametro di 1.7 metri. Il lavoro specifico al fan e al compressore e la potenza in quota sono state determinate attraverso le espressioni:

```
cp = 1013;
```

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

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

```
Wmax[quota_, mach_] := 400 ncil 735.5  $\frac{\text{portatamassica}[\text{quota}, \text{mach}, \text{rpmMAX}]}{\text{portatamassica}[0, 0.1, \text{rpmMAX}]}$ ;
```

Nota così 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:

Areaf = 2.4;

portatafan[quota_, mach_] := Areaf u2f[quota, mach] ρ2f [quota, mach];

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

BP[quota_, mach_, rpm_] := portatafan[quota, mach] - portatamassica[quota, mach, rpm];

Rimane da valutare la velocità di efflusso dall'ugello del fan che converte l'energia termica in energia cinetica. Tale velocità può dunque 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 Mach ≤ 1 e un reheating fino a portare la temperatura a 1600 K per Mach >1). Ovviamente la differenziazione può essere raffinata a seconda delle esigenze. Si ottiene la funzione:

ηm = 0.95;

uefreheat[quota_, mach_] := Block[{},

If [mach ≤ 1, uef = $\sqrt{\left(2 \eta_m \frac{\gamma}{\gamma - 1} R T_{3f}[quota, mach] \left(1 - \left(\frac{ISAPRESSURE[quota]}{p_{3f}[quota, mach]}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)}\right)$;

Return[uef],

uef =

$\sqrt{\left(2 \eta_m \frac{\gamma}{\gamma - 1} R 1600 \left(1 - \left(\frac{ISAPRESSURE[quota]}{p_{3f}[quota, mach]}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)}\right)$;

Return[uef]

]]

e da qui il consumo di combustibile nel reheating:

mfuel[quota_, mach_, rpm_] := Block[{}, If [mach ≤ 1, Treheat = T3f[quota, mach];

mf = (BP[quota, mach, rpm] cp (Treheat - T3f[quota, mach])) / (4.186 × 1000 × 10 000) ;

Return[mf], Treheat = 1600;

mf = (BP[quota, mach, rpm] cp (Treheat - T3f[quota, mach])) / (4.186 × 1000 × 10 000) ;

Return[mf]

]]

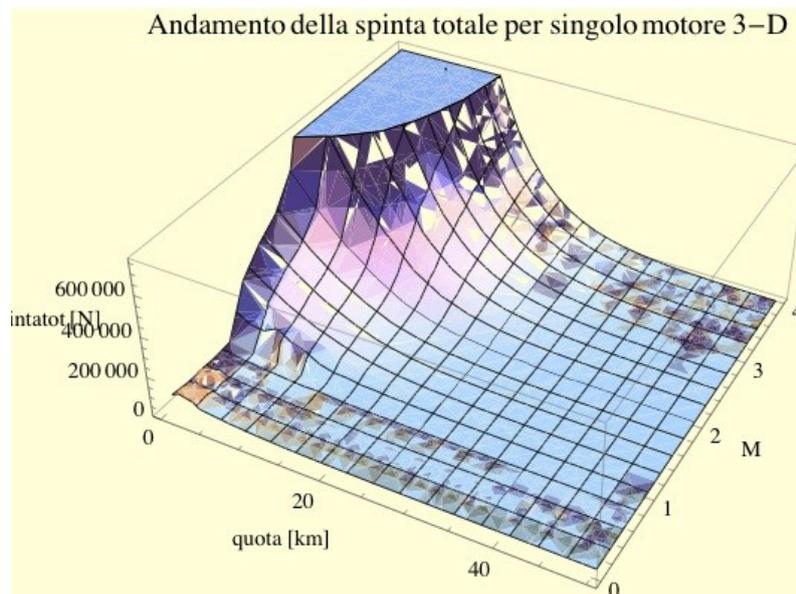
Si è ora in grado di determinare l'ulteriore componente di spinta derivante dal flusso secondario e la totalità della spinta messa a disposizione da un tal tipo di propulsore:

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

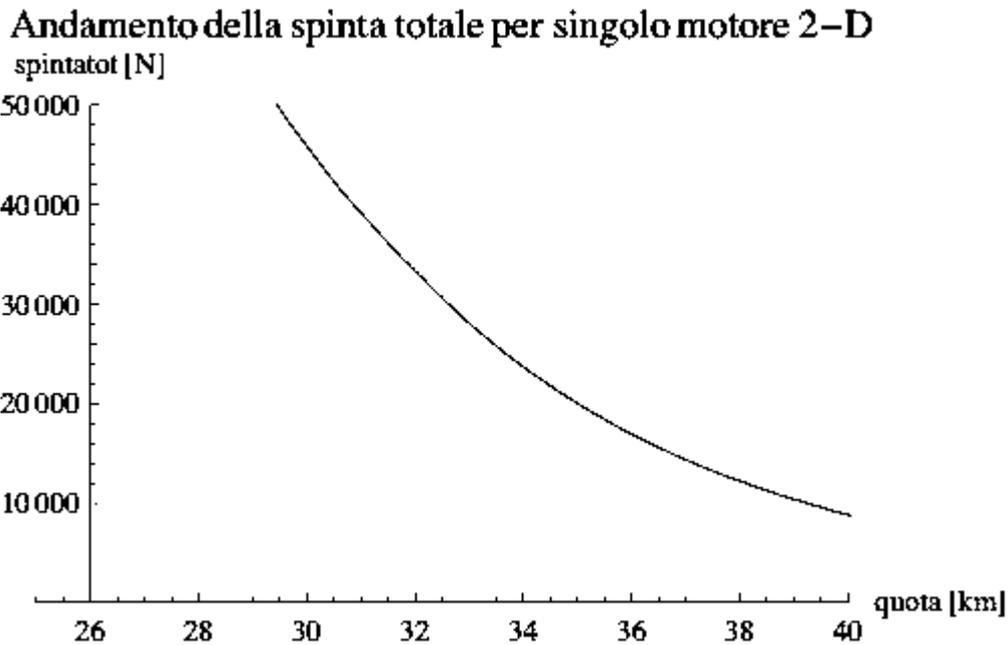
spintatot[quota_, mach_, rpm_, percent_] :=
  spinta[quota, mach, rpm, percent] + spintafan[quota, mach, rpm];
```

Siamo giunti al termine dello studio sul motore 4 tempi e come solito andiamo a graficare l'andamento della spinta i funzione della quota e della velocità del velivolo.

```
Plot3D[spintatot[x, y, rpmMAX, 100], {x, 0, 50},
  {y, 0.1, 4}, PlotRange → {Automatic, Automatic, {0, Automatic}},
  AxesLabel → {"quota [km]", "M", "spintatot [N]"},
  PlotLabel → "Andamento della spinta totale per singolo motore 3-D",
  Background → LightYellow]
```



```
Plot[spintatot[x, 3.5, rpmMAX, 100], {x, 0, 50},
  PlotRange → {{25, 40}, {50 000, 0}}, AxesLabel → {"quota [km]", "spintatot [N]"},
  PlotLabel → "Andamento della spinta totale per singolo motore 2-D",
  Background → LightYellow]
```



Confrontando i due grafici appena trovati possiamo vedere che la scelta più opportuna è il motore 4 tempi sia per la spinta totale fornita che per la quota massima raggiungibile.

2.2 Confronto 4 tempi diesel – F135

La bontà di un progetto è ulteriormente comprovata dalla versatilità del prodotto e quindi dalle diverse applicazioni a cui esso si può adattare. Ne deriva l'opportunità di un confronto del sistema analizzato con il propulsore di un velivolo atto a missioni differenti rispetto a quelle dei lanciatori.

La fiducia riposta nelle elevate potenzialità dell'innovativo sistema propulsivo in oggetto induce un confronto obbligato con il più potente propulsore attualmente utilizzato anche se ancora in fase di completamento di testing: il turbofan P & W F 135, cuore metallico del Lockheed Martin F-35 Lightning II.

- **2.2.1 Lockheed Martin F-35 Lightning II**



Il Lockheed Martin F-35 Lightning II è un caccia multiruolo di V generazione, monoposto, monomotore, in grado di volare a velocità supersonica senza postcombustione, progettato per operare come velivolo da supporto tattico, attacco e combattimento aria-aria con caratteristiche stealth. Il velivolo infatti, attraverso soluzioni progettuali e costruttive particolari, adotta una struttura prevalentemente costituita da materiali compositi rinforzati con fibre di carbonio . Verrà prodotto in tre varianti: la A convenzionale (CTOL), la B imbarcata su portaerei (CV) e la C a decollo corto e atterraggio verticale (STOVL) entrata in servizio nel 2011. Con lo scopo di ridurre i costi, tutte e tre le tipologie hanno molte parti in comune sia nella struttura sia nei sistemi. L'F-35 è il risultato del programma JSF (Joint Strike Fighter) avviato dal dipartimento della difesa USA nel 1997 per sviluppare velivoli da combattimento che avrebbero permesso di ridurre i costi di produzione, manutenzione e servizio, ma di aumentare l'affidabilità, la modernizzazione e l'implementazione dei sistemi più avanzati di navigazione aerea e armamento. Originariamente della Lockheed Martin, il progetto ha visto nel tempo la partecipazione, attraverso vari livelli di partnership, di numerosi paesi occidentali.

Rispetto ad un preventivo di spesa iniziale di 25 miliardi di dollari, si prevede oggi che lo sviluppo del programma comporterà un probabile raddoppiamento degli investimenti a cui si aggiungeranno i costi di produzione. L'Italia partecipa in misura significativa (5% del costo di sviluppo previsto) alla realizzazione del programma. L'aeroporto militare di Cameri, che si trova a pochissimi chilometri da Novara, ospiterà l'assemblaggio finale degli F-35 destinati al mercato europeo. Qui già si cura la manutenzione di F-16 Falcon, Tornado, AM-X e, da poco, anche degli Eurofighters. E proprio è stato costruito, a partire dalla fine del 2008, un nuovo stabilimento gestito da Lockheed Martin e da Alenia Aeronautica.

Per la propulsione è prevista la possibilità di scegliere indifferentemente tra il motore P & W F135 ed il motore GE/Rolls-Royce F136, ma al momento solo l'F135 ha un futuro assicurato ed equipaggerà i primi esemplari, mentre lo sviluppo del motore F 136, voluto principalmente dagli Inglesi, rischia di venire cancellato: lo sviluppo di due turbofan praticamente equivalenti avrebbe poco senso, oltre a risultare particolarmente oneroso, ma gli Inglesi non intendono rinunciare ad un motore nella cui produzione l'industria inglese è fortemente coinvolta.

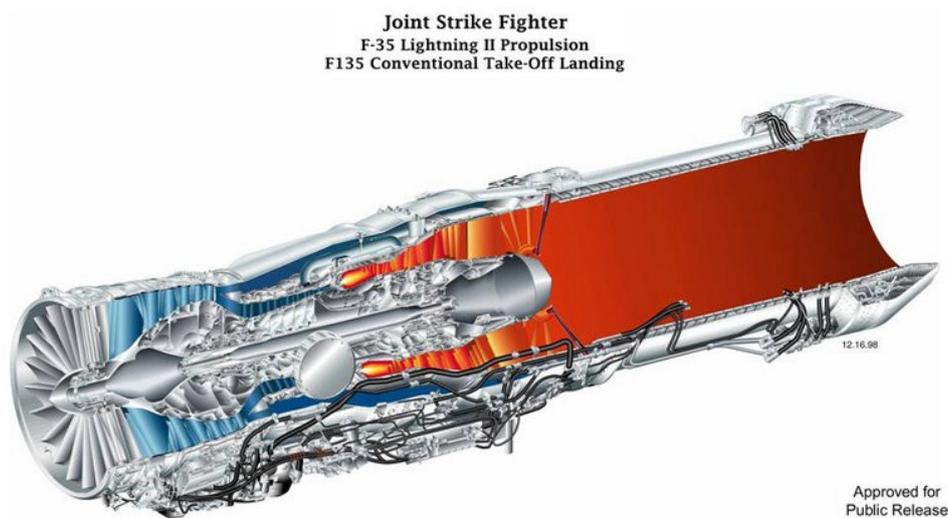
Il Pratt & Whitney F135 è attualmente previsto su tutte le versioni del Lockheed Martin F-35 Lightning II ed è una evoluzione del P & W F119, uno dei turbofan tecnologicamente più avanzati che equipaggia l'F-22 Raptor delle Forze Aeree della Lockheed Martin. Pratt & Whitney è responsabile del motore e del sistema di integrazione. Rolls-Royce fornisce moduli per la versione STOVL e Hamilton-Sundstrand sistemi di controllo e sistemi di cambio.

Il motore F135 è costituito da tre stadi di fan, sei stadi di compressore, un bruciatore anulare, uno stadio di turbina ad alta pressione e due stadi di turbina a bassa pressione.

La versione F 136 GE/Rolls-Royce è costituita da tre stadi di fan, cinque stadi di compressore, tre stadi di turbina di bassa pressione ed un unico stadio di turbina ad alta pressione. Il sistema di propulsione, inoltre, è sostenuto dai più avanzati sistemi integrati di gestione e di diagnosi. Ha circa il 40% di parti in meno, il che migliora anche l'affidabilità. Tutte le line-componenti sostituibili (LRCs) possono essere rimosse e sostituite a mano solo con sei comuni utensili. L'F135 ha anche una riduzione del 50% dei requisiti delle strutture di sostegno rispetto agli attuali. L'F135 STOVL eroga 78,3 kN, il LiftFan 82,3 kN di spinta a freddo e i Roll Post 16,5 kN per un totale di 177 kN per l'intero sistema. Questo è significativo confrontato con la massima spinta di 106 kN per l'ultimo modello Harrier della Rolls-Royce Pegasus. Tutto ciò è un successo di sviluppo e di intercambiabilità per il motore del Lockheed Martin F-35 Lightning II.

In risposta, General Electric e Rolls-Royce Fighter hanno creato nel Luglio 2002 il team responsabile per lo sviluppo del motore F 136 della General Electric. La variante dell' F135, nella versione dell' F-35 B, prevede un Lift Fan anteriore a due stadi controrotanti, una presa d'aria al propulsore aggiuntiva, due ugelli laterali e l'ugello di coda ruotante verso il basso di 110°. Questo sistema garantisce una spinta verticale su quattro punti.

Sostanzialmente il motore funziona come un turbofan a basso rapporto di by-pass durante il normale volo orizzontale di crociera, mentre durante il volo sostenuto a velocità nulla e quota costante come un turbofan ad alto rapporto di by-pass che, a parità di combustibile bruciato, fornisce una spinta maggiore. Il passaggio tra i due tipi di funzionamento avviene semplicemente variando la sezione dell'ugello di scarico e, quindi, la portata dei gas di scarico espulsi. Il lavoro ceduto dai gas di scarico alla turbina dipende dal salto di pressione che si realizza attraverso la turbina stessa, perciò incrementando l'area della sezione di uscita dei gas dallo scarico, la pressione diminuisce a monte dell' ugello di scarico e quindi a valle della turbina di bassa pressione senza influenzare apprezzabilmente pressione e velocità dei gas negli stadi precedenti del motore. Di conseguenza la turbina a bassa pressione estrae una maggiore quantità di lavoro dai gas che l'attraversano, lavoro che viene assorbito sia alla ventola del motore, sia al Lift Fan di sustentazione.



Di seguito alcune caratteristiche dei vari allestimenti previsti per l' F 135.

F135 Engine Characteristics

CTOL/CV		
<i>Engine Design</i>		
Maximum Thrust:	43,000 lbf	(191.3 kN)
Intermediate Thrust:	28,000 lbf	(128.1 kN)
Length:	220 inches	(5.59 meters)
Inlet Diameter:	46 inches	(1.17 meters)
Maximum Diameter:	51 inches	(1.30 meters)
Bypass Ratio:	0.57	
Overall Pressure Ratio:	28	
STOVL		
<i>Propulsion System Design</i>		
Maximum Thrust:	43,000 lbf	(191.3 kN)
Short Takeoff Thrust:	38,100 lbf	(169.5 kN)
Hover Thrust	39,400 lbf	(175.3 kN)
Main Engine:	15,700 lbf	
Lift Fan:	20,000 lbf	
Roll Post:	3,700 lbf	
Length:	369 inches	(9.37 meters)
Inlet Diameter		
Main Engine:	46 inches	(1.17 meters)
Lift Fan:	50 inches	(1.27 meters)
Maximum Diameter:	51 inches	(1.30 meters)
Bypass Ratio		
Conventional:	0.56	
Powered Lift:	0.51	
Overall Pressure Ratio		
Conventional:	28	
Powered Lift:	29	

Updated: January 23, 2006

- **2.2.2 Studio termodinamico del turbofan P & W F135**

A partire dai dati a disposizione, si è proceduto alla disamina degli stati fisici del fluido all'interno del propulsore turbofan F135. Si è aggiunto soltanto un air intake anteriormente alla bocca del motore come quello utilizzato nel presente lavoro, dal momento che dai dati tecnici non è dato capire come il flusso in ingresso dalle prese d'aria del motore venga rallentato da supersonico a subsonico (ricordiamo che fan e compressore non sono in grado di elaborare portate supersoniche). Si è imposta una quota di 15360 metri che coincide con quella di crociera del Concorde nonché con quella di tangenza dell' F-35 e come velocità Mach 1.5 in accordo con le massime velocità sostenibili dall' F-35. Ovviamente i modelli creati con il programma "Mathematica 7" utilizzati per la progettazione, sono parimenti utilizzabili per la verifica del caso previa opportune modifiche per adattare al caso in esame.

Per prima cosa verranno definite le funzioni che descrivono le condizioni termodinamiche e cinetiche all'ingresso del propulsore dopo il passaggio nell'intake:

```

p1f135[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;
  M1 = IntakeMachExit[mach];

  p1 =  $\frac{p01}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M1^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}$ ;

  Return[p1];
]

T1f135[quota_, mach_] := Block[{},
  Ta = ISATEMPERATURE[quota]; ηpa = intakePressureRecovery[mach];

  T0a = Ta  $\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \text{mach}^2\right)$ ;

  T01 = T0a (ηpa) $\frac{\gamma - 1}{\gamma}$ ;
  M1 = IntakeMachExit[mach];

  T1 =  $\frac{T01}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M1^2\right)}$ ;

  Return[T1];
]

ρ1f135[quota_, mach_] :=  $\frac{p1f135[quota, mach]}{R T1f135[quota, mach]}$ ;

u1f135[quota_, mach_] := IntakeMachExit[mach]  $\sqrt{\gamma R T1f135[quota, mach]}$ ;

```

Si analizza di seguito l'evoluzione del fluido nel propulsore F135.

Il fluido entra nel compressore di bassa pressione avente un rapporto di compressione pari a 2.5 a cui si risale da una valutazione delle sezioni di ingresso ed uscita. Il rendimento di compressione è fissato a 0.88.

```

βcb = 2.5;
ηcb = 0.88;

```

$$\mathbf{Tucb[quota_ , mach_] := Tf135[quota, mach] \left(1 + \frac{1}{\eta_{cb}} \left(\beta_{cb}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right);}$$

Il fluido, portato ad una nuova pressione, temperatura e densità, è per il 57% bypassato all'ugello finale e la restante parte (43%) immessa nel compressore di alta pressione avente un rapporto di compressione di 11.2. Si tratta in ambo i casi di una trasformazione di compressione politropica.

$$\beta_{ca} = 11.2;$$

$$\mathbf{Tuca[quota_ , mach_] := Tucb[quota, mach] \left(1 + \frac{1}{\eta_{cb}} \left(\beta_{ca}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right);}$$

In camera di combustione, secondo un'isobara, il fluido viene portato alla temperatura di 1950 K attraverso l'aggiunta di combustibile. Lo scarico del motore evolve secondo un'espansione politropica in turbina, alla quale è assegnato un rendimento di 0.96.

$$\mathbf{pinturb[quota_ , mach_] := p1f135[quota, mach] \beta_{cb} \beta_{ca}}$$

$$\mathbf{Tinturb = 1950;}$$

$$\eta_t = 0.96;$$

$$\mathbf{poutturb[quota_ , mach_] := p1f135[quota, mach] \beta_{cb};}$$

$$\mathbf{Toutturb[quota_ , mach_] := Tinturb \left(1 + \eta_t \left(\left(\frac{poutturb[quota, mach]}{pinturb[quota, mach]} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right);}$$

Una volta nell'ugello, il fluido si miscela con la portata d'aria spillata precedentemente alla pressione corrispondente a quella d'uscita del compressore di bassa pressione e temperatura più bassa.

$$\mathbf{bpr = 0.57;}$$

$$\mathbf{Tmiscelazione[quota_ , mach_] := bpr Tucb[quota, mach] + (1 - bpr) Toutturb[quota, mach];}$$

Imponendo per la massima spinta una velocità di espulsione doppia rispetto alla velocità del velivolo (si è considerato il massimo rendimento propulsivo), è possibile calcolare la temperatura alla quale i gas sono scaricati in atmosfera.

```
Voutugello[quota_, mach_] := 2 mach ISAMACH[quota];
```

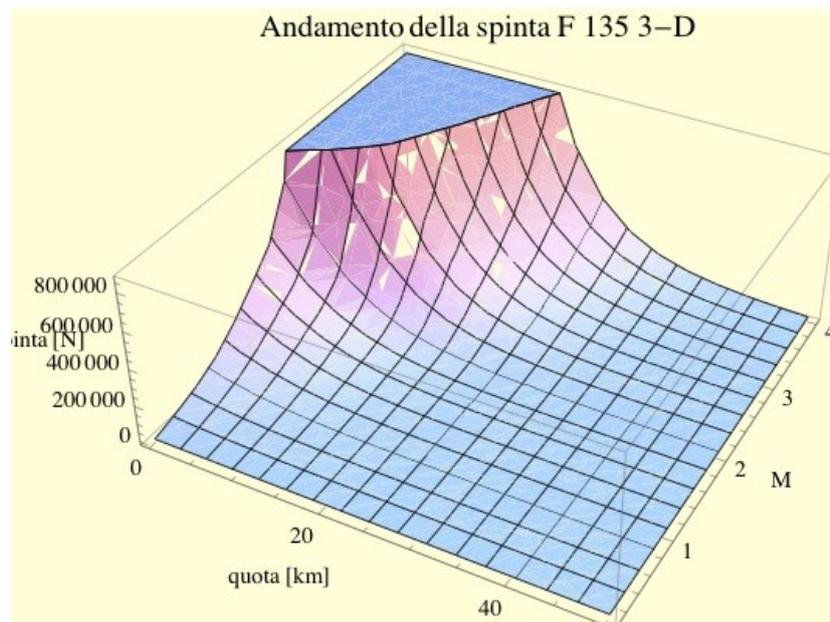
Avendo a disposizione come dato il diametro in ingresso dell'F135 e avendo ricavato la velocità del flusso in tale sezione, si può calcolare la portata che ne deriva e, considerando irrilevante la massa di combustibile, si trova agevolmente la spinta esercitata dal propulsore.

```
Area135 = 1.07;
portatainengine[quota_, mach_] := Area135 u1f135[quota, mach] ρ1f135[quota, mach];
```

```
spintaf135[quota_, mach_] :=
  portatainengine[quota, mach] (Voutugello[quota, mach] - u[quota, mach])
```

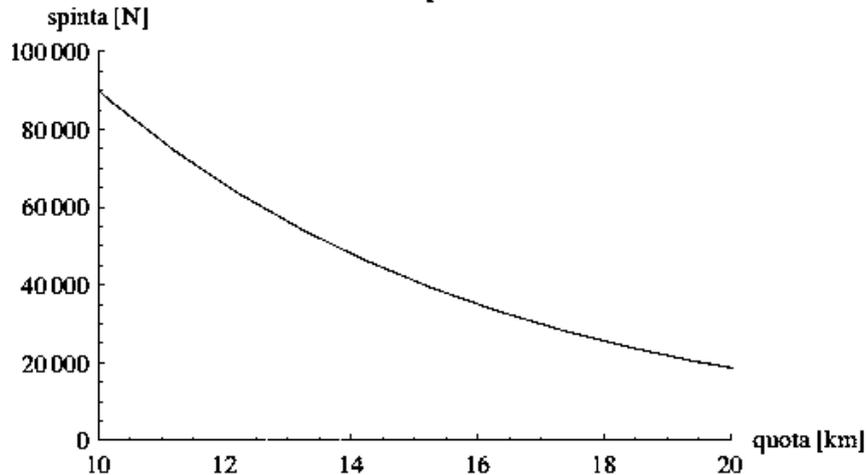
```
Plot3D[spintaf135[x, y], {x, 0, 50},
  {y, 0.1, 4}, AxesLabel → {"quota [km]", "M", "spinta [N]"},
  PlotLabel → "Andamento della spinta F 135 3-D", Background → LightYellow]
```

Nelle figure seguenti sono rappresentati gli andamenti della spinta dell'F135 sia in formato 3D che 2D.



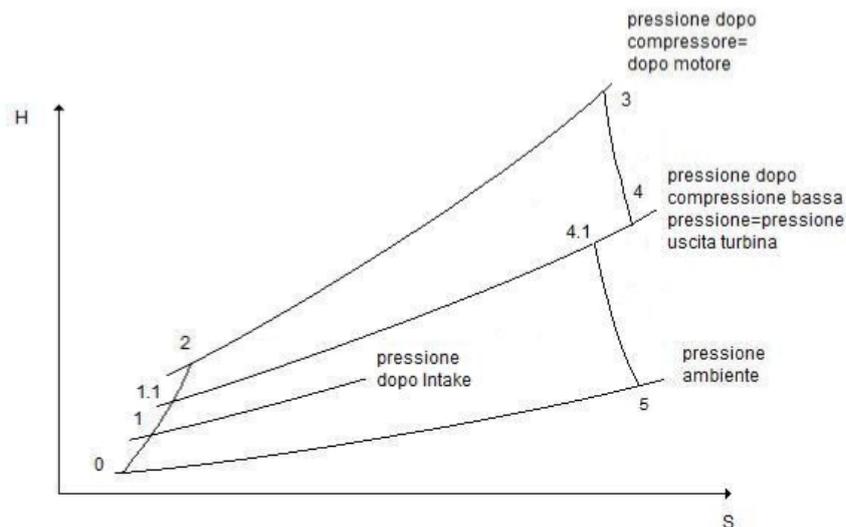
```
Plot[spintaf135[x, 1.5], {x, 0, 50},
  PlotRange → {{10, 20}, {100 000, 0}}, AxesLabel → {"quota [km]", "spinta [N]"},
  PlotLabel → "Andamento della spinta F 135 2-D", Background → LightYellow]
```

Andamento della spinta F 135 2-D



Per completezza si riporta il diagramma termodinamico H-S di evoluzione del fluido. Il punto 0 di pressione e temperatura ambiente corrisponde all'istante in cui l'aria entra nella presa d'aria. Qui subisce la prima compressione isoentropica 0-1 per poi trovarsi all'ingresso del compressore. Questo porta l'aria alla pressione e temperatura dello stato 2 secondo l'ulteriore compressione isoentropica 1-2, passando per lo stato 1.1 al quale viene spillato il 57% della portata.

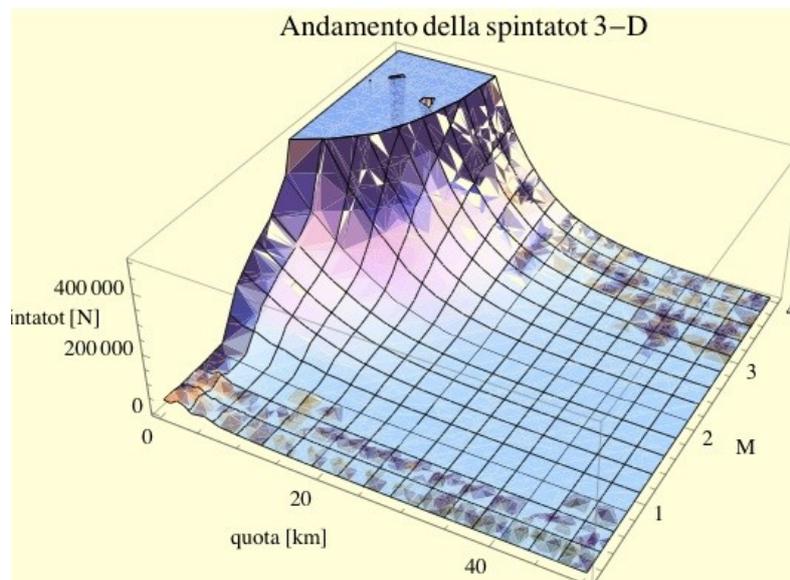
Successivamente, con l'iniezione di combustibile e secondo l'isobara 2-3, il fluido viene portato ad elevata temperatura che viene poi sfruttata nella prima espansione politropica 3-4 in turbina. A valle di quest'ultima il flusso primario si miscela con il secondario di bypass raggiungendo la condizione 4.1 per poi essere accelerato nell'ugello e scaricato alla pressione ambiente allo stato 5.



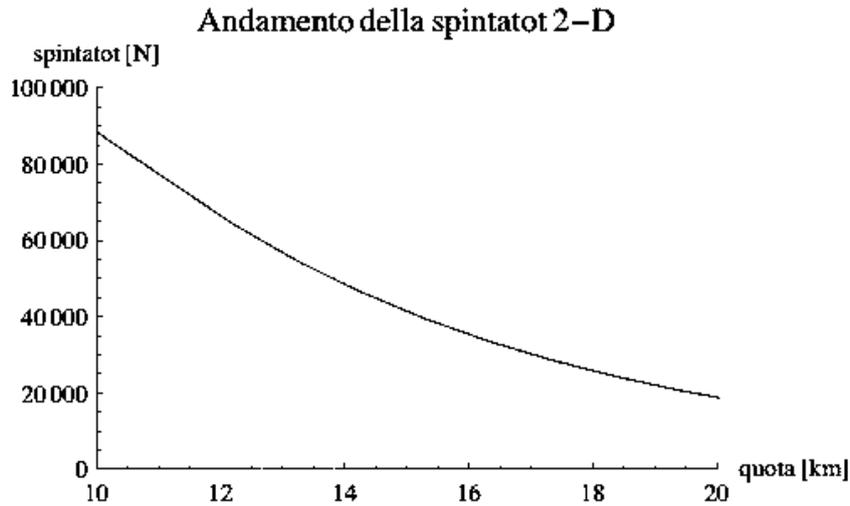
- **2.2.3 Propulsori a confronto**

Adottando per il diesel fan la stessa modalità operativa applicata all' analisi dell' F 135, si rintracciano le condizioni termodinamiche e cinetiche nelle varie sezioni attraverso le quali pervenire alla determinazione della spinta. Le uniche modifiche apportate alla struttura del propulsore e quindi alle funzioni da utilizzare, che sono quelle già viste nei paragrafi precedenti, sono l'assunzione di un diffusore che presenti una velocità di uscita (quindi di ingresso al fan) pari a Mach 0.2 e l'utilizzo di un fan di diametro pari a quello del fan dell' F 135, ciò al fine di confrontare i due propulsori a parità di sezione di adduzione alla macchina.

```
Plot3D[spintatot[x, y, rpmMAX, 100], {x, 0, 50},
{y, 0.1, 4}, AxesLabel → {"quota [km]", "M", "spintatot [N]"},
PlotLabel → "Andamento della spintatot 3-D", Background → LightYellow]
```

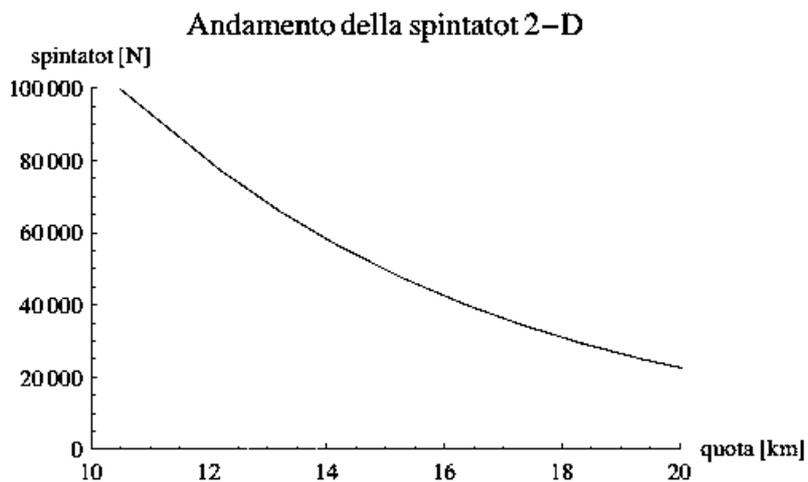


```
Plot[spintatot[x, 1.5, rpmMAX, 100], {x, 0, 50},
PlotRange → {{10, 20}, {100000, 0}}, AxesLabel → {"quota [km]", "spintatot [N]"},
PlotLabel → "Andamento della spintatot 2-D", Background → LightYellow]
```



Come emerge dal calcolo effettuato, il propulsore di nuova concezione ha dato prova di essere più performante già in una configurazione base, ovvero con un rapporto di compressione del fan minimo. Se si adottasse per quest'ultimo un valore più alto, aumento comunque permesso data l'elevata potenza messa a disposizione dal motore, quale sarebbe il vantaggio in termini di spinta?

A titolo esemplificativo si ripropone il calcolo con un valore di compressione superiore, pari a 2, e si nota immediatamente dal grafico proposto l'innalzamento ulteriore del valore della spinta fornita.



Tutto ciò lascia presagire la molteplicità di sviluppi che una tale tipologia di propulsore possa avere.

CAPITOLO 3

3.1 La Mission

- **3.1.1 Le scelte di progetto**

Verranno quindi ora nuovamente effettuati i calcoli e le prove viste pocanzi per consentire al propulsore aeronautico scelto di raggiungere la quota indicativa di 38000 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 3.5, 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 allora il motore 4 tempi Diesel 12 cilindri 42000 Hp che ha dimostrato, nello studio precedente, un'eccezionale potenza e che risente meno della variazione di densità dell'aria con la quota.

Una considerazione molto importante da fare è che le dimensioni del modello di riferimento possono essere funzionalmente scalate: si è scelta una scala 0.6 sulle lunghezze, che si traduce in scala 0.6 al quadrato per le superfici e 0.6 al cubo sui volumi, quindi sui pesi.

• 3.1.2 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)
  );
];

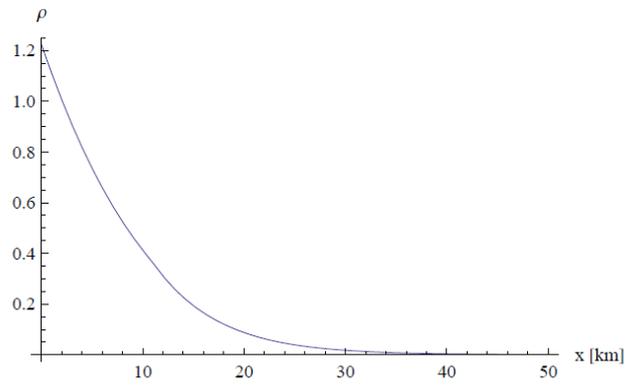
```

```

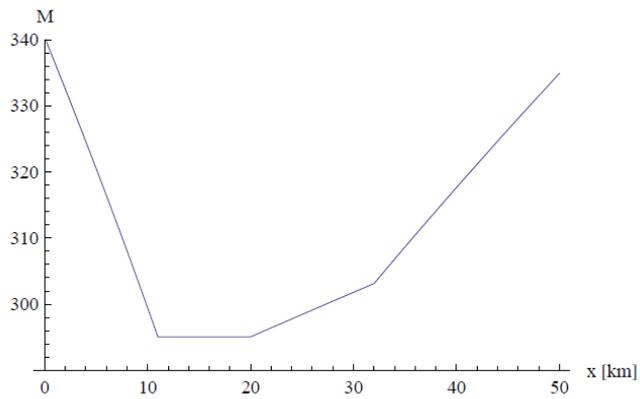
If[Hkm > 20 && Hkm ≤ 32, Tref = T11 + (Hkm - 20);
TT = Tref; PP = 100000 (0.05474 * (T11 / Tref) ^ KK);
mu = 1.419 * 10^-5;
nu = nus *
  E^ (
    ggg / (
      R * T11
    ) *
    (Hkm * 1000 - zs)
  )];];
If[Hkm > 32 (*&& Hkm ≤ 47*), Tref = 228.65 + 2.8 * (Hkm - 32); TT = Tref;
PP = 100000 * 0.00868018 * (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]

```

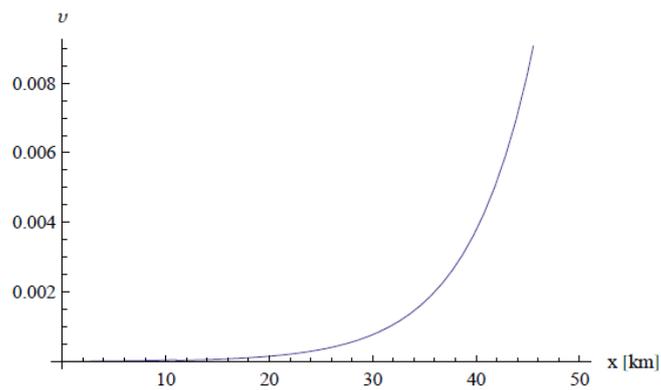
Andamento della densità in funzione della quota



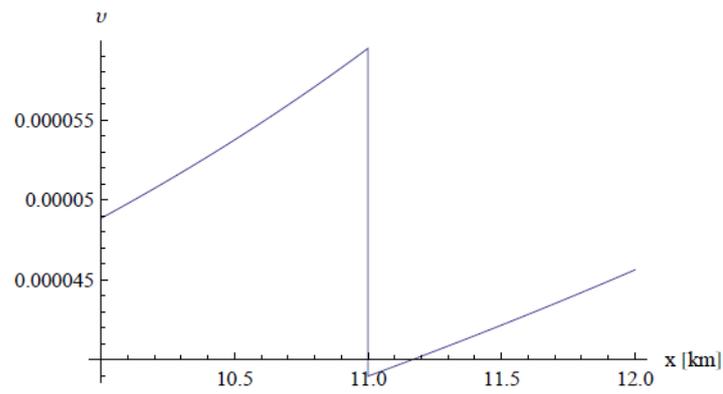
Andamento della velocità del suono con la quota



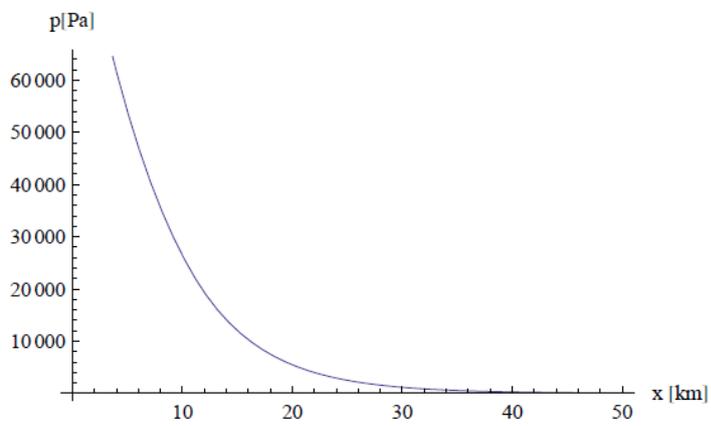
Andamento della viscosità cinematica con la quota



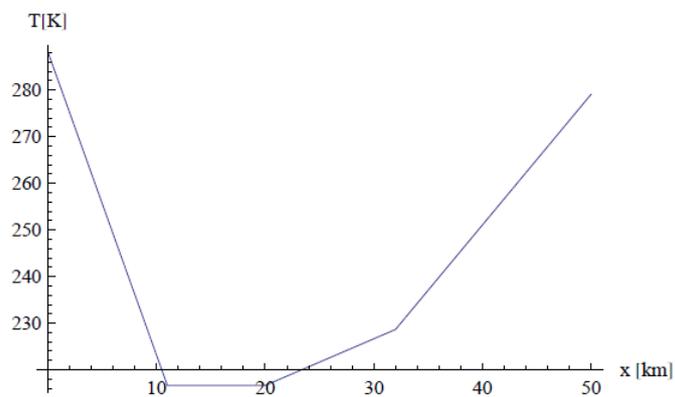
Andamento della viscosità cinematica con la quota (particolare 10-12 km)



Andamento della pressione con la quota



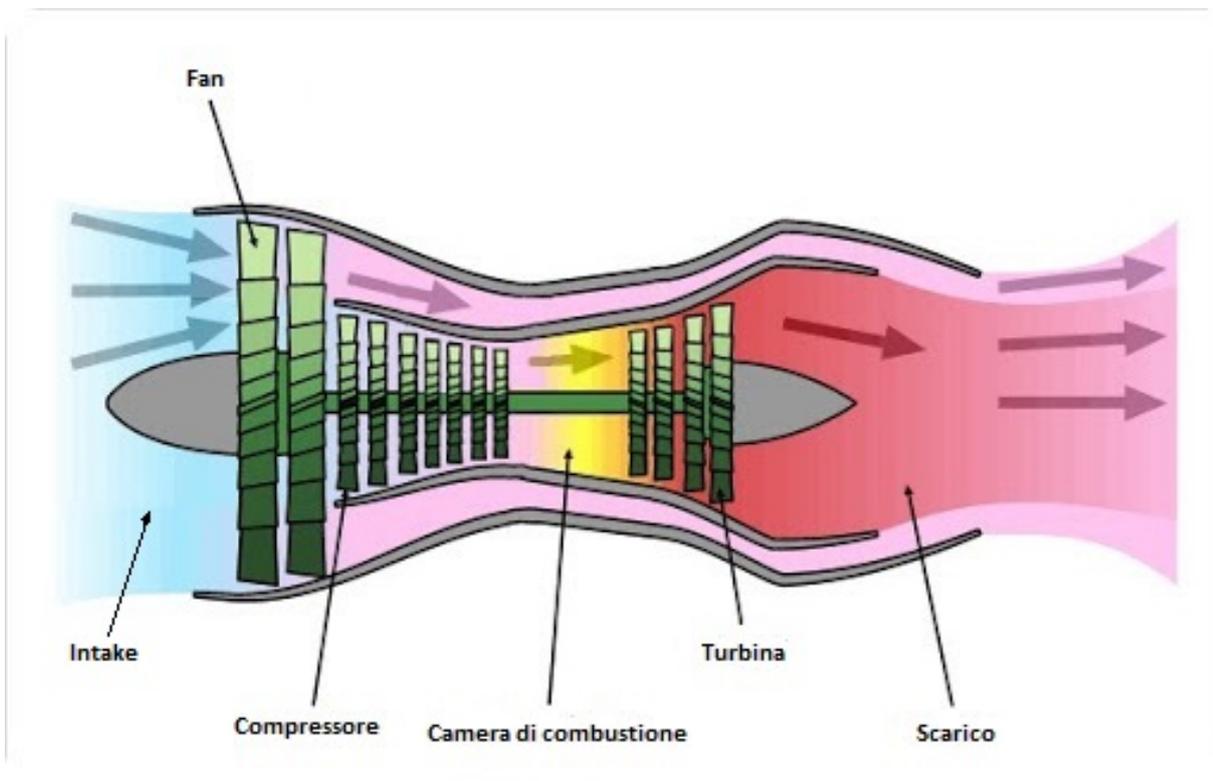
Andamento della temperatura con la quota



- **3.1.3 Il sistema propulsivo**

Il sistema propulsivo è costituito da:

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



- **3.1.4 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 0.5.

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

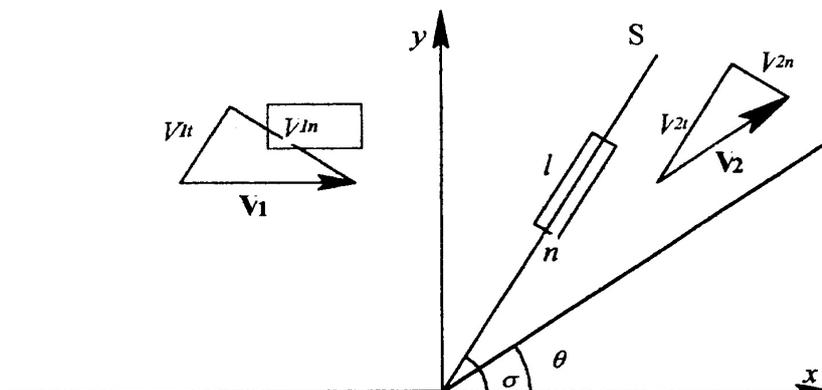
Tale rallentamento deve però avvenire nella maniera più efficiente possibile con un rapporto tra le pressioni totali a valle e a monte più alto possibile.

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.

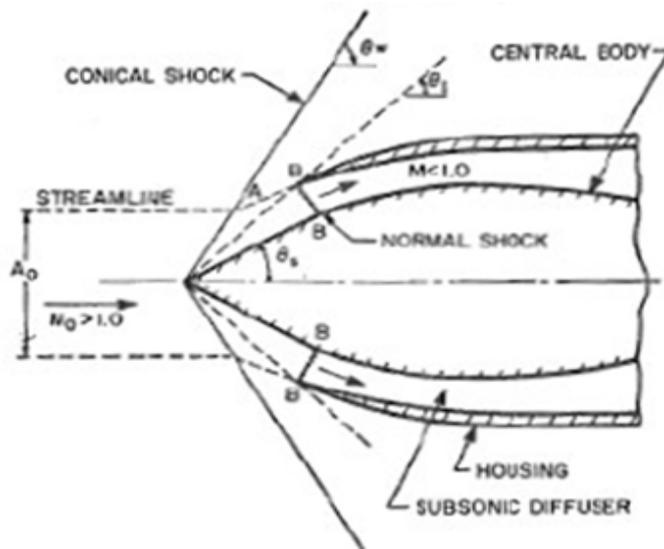
Nel nostro caso si è deciso di attuare la compressione attraverso due onde deboli ed una forte.

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.

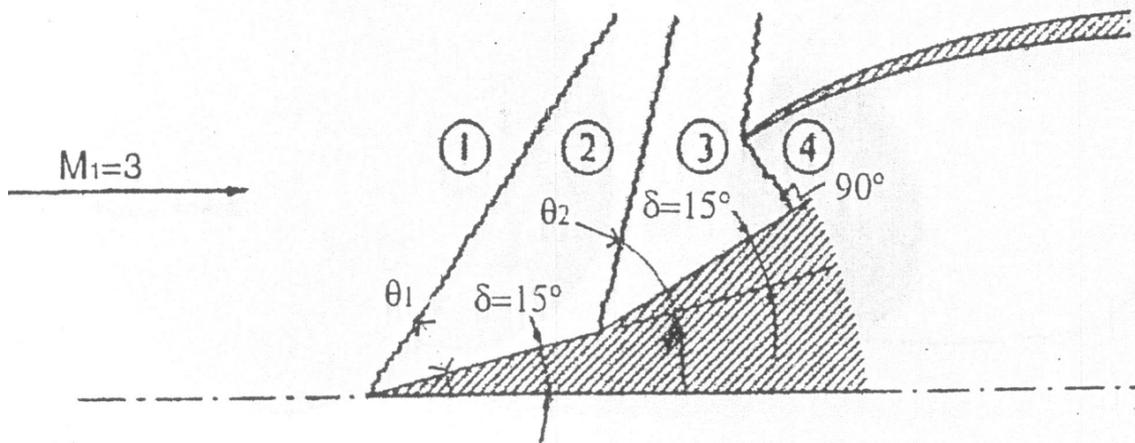
- **Presa d'aria con cono centrale**



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.

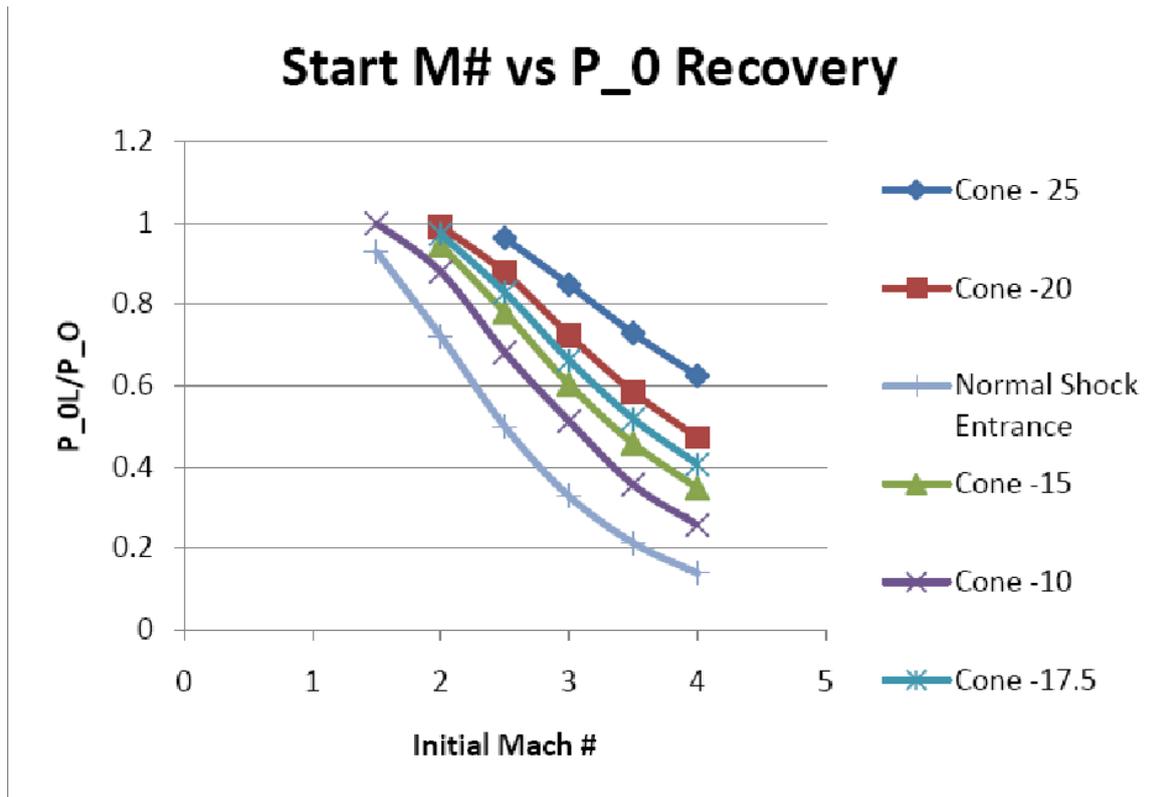


Questo è il motivo per cui non si possono ottenere più di due onde oblique con questo sistema, altrimenti si verrebbe a creare un cono eccessivamente lungo e pesante.

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 d'ingresso, è poco efficiente a velocità subsonica.

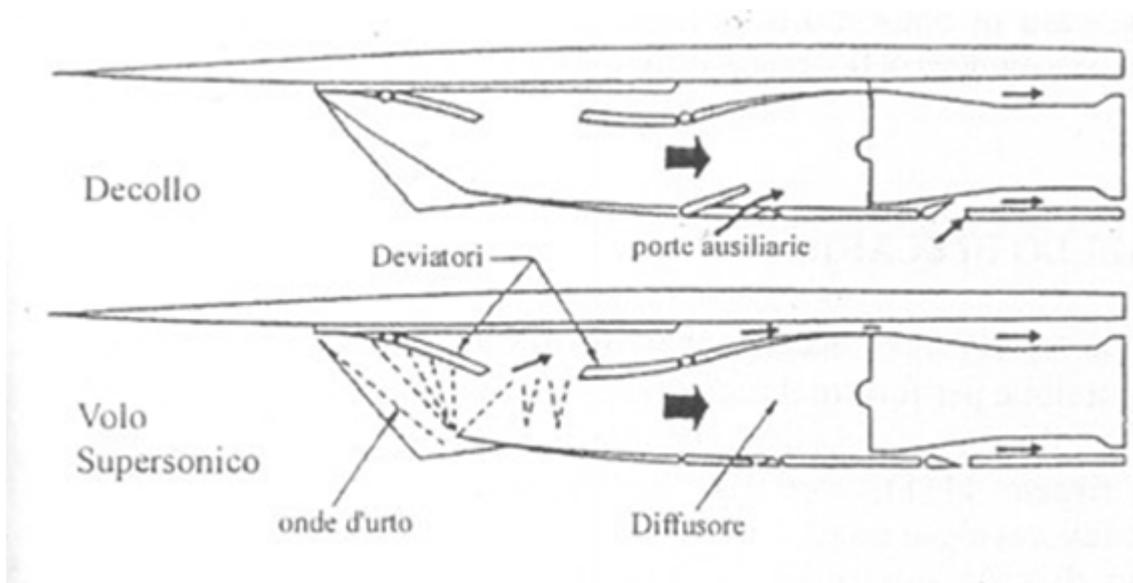
Questo ha portato alla necessità di poter muovere longitudinalmente il cono, così da poter variare la sezione d'ingresso, al prezzo di maggior peso e complessità del componente.

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.

- **Presenza 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.

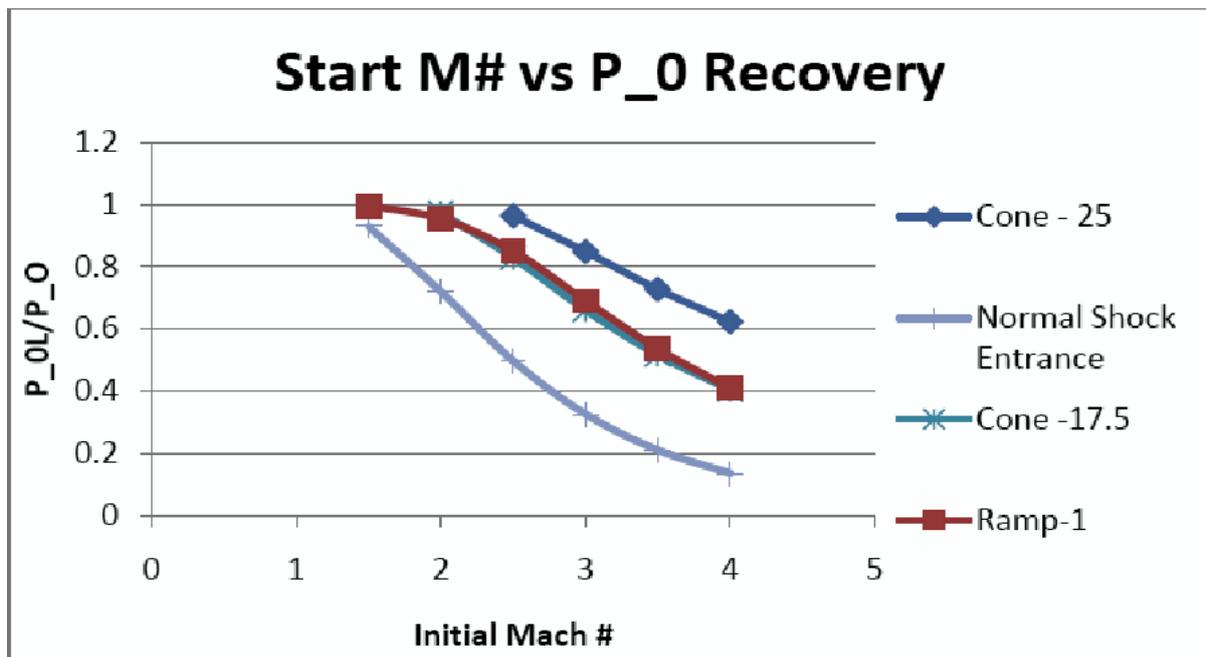
Velocità iniziale fluido M1	Velocità finale fluido Mf	Pressione di recupero P0R	Angolo regolazione paratie mobili α
1			0
1.5	0,86029	0,994175	0
2	0,75265	0,954211	9
2.5	0,69256	0,850805	16
3	0,60029	0,691259	16
3.5	0,5494	0,537586	16
4	0,51731	0,411405	16

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 3.5), 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.

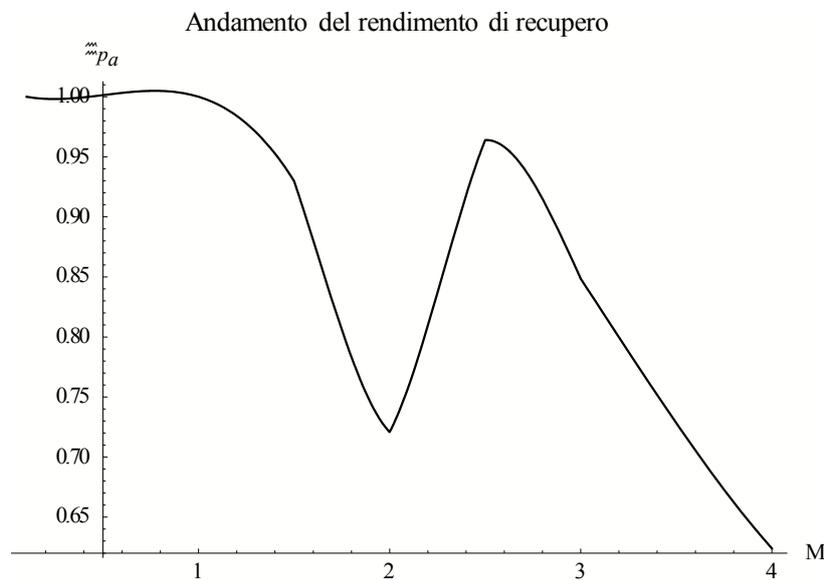
Si specifica che, prima di Mach 2.5, a cono tutto rientrato, si utilizzerà il modello di onde normali sintetizzato nella tabella – *valori a destra* – seguente.

	Cono mobile semi-angolo apertura 25°		Normal shock entrance	
Velocità iniziale fluido M1	Velocità finale fluido Mf	Pressione di recupero P0R	Velocità finale fluido Mf	Pressione di recupero P0R
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]

```



• 3.1.5 Il compressore

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

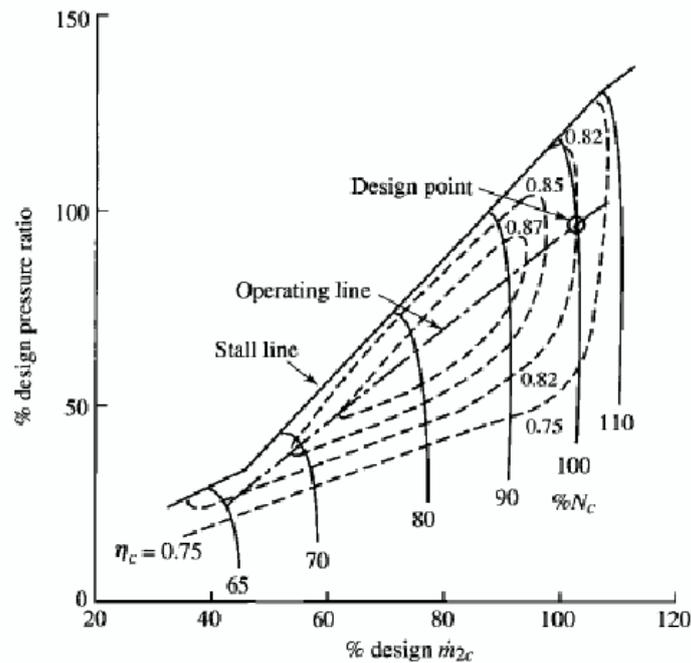
Il secondo gruppo comprende macchine a flusso centrifugo ed a flusso assiale che sono, normalmente, azionate da una turbina accoppiata allo stesso albero del compressore (come nel caso oggetto dello studio). I compressori centrifughi vengono realizzati anche in unita singola, mentre le macchine assiali 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 nello specifico 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 10 e rendimento η_c pari a 0.87 (si ricorda che si dovrà considerare anche il rapporto di compressione del fan).

• 3.1.6 Il Motore

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

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.

Vediamo allora qui di seguito le caratteristiche del motore scelto:

```

alesaggio =  $\frac{152}{1000}$ ; (*[m]*)
corsa =  $\frac{60}{1000}$ ; (*[m]*)
ncil = 12; (*numero di cilindri*)
potcil = 3000; (*[hp] potenza per cilindro*)
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*)
ToutengineMAX = 1050 + 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;
(*[m^3] singolo cilindro*)

```

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 $\beta_f = 1.2$ (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 1200 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.

• 3.1.7 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

$p_{\text{SerbatoioO2}} = 202\,650; (*[\text{Pa}]*)$

$T_{\text{serbatoioO2}} = 91; (*[\text{K}]*)$

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

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.

• 3.1.8 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, pertanto, 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 alla temperatura di preriscaldamento di 300 Kelvin.

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 = (potcilncil 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 = (potcilncil 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*)
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*)
]]

```

• 3.1.9 Calcolo della spinta

Procediamo ora con il calcolo della spinta come già visto nelle pagine precedenti ma stavolta dovremo modificare le stringhe di Mathematica sapendo che alla quota di 20 km verrà introdotto l'ossigeno necessario al funzionamento del motore.

Si è scelto per la velocità del flusso a valle del diffusore un valore di mach pari a 0.2.

Si determinano come abbiamo visto le condizioni termodinamiche e cinetiche (pressione, temperatura, densità, velocità del flusso) all'ingresso del fan, di cui se ne riportano le implementazioni, poi si passerà al compressore determinando il lavoro specifico e da qui la portata massica che entra al motore che mi permetterà di trovare la spinta del flusso primario.

Proseguiremo poi calcolando la portata di by-pass ovvero quella spinta che deriva dalla parte di aria che non entra nel motore ma passa solo attraverso il fan. Rimane quindi ora il calcolo della velocità di efflusso dall'ugello del fan, che può essere variata attraverso il reheating. In questo caso si opta per un reheating differenziato su i 2 regimi di volo, ovvero, nessun reheating fino alla velocità mach 1.5 e quindi un reheating fino alla temperatura di 1200 K per le velocità superiori.

```

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]
]

```

Si vede subito la differenza rispetto al listato eseguito per il confronto fra i due motori in quanto in questo, notiamo la presenza del “ciclo if” per appunto differenziare la prima parte di volo, ovvero senza l’ausilio di ossigeno dalla seconda oltre i 20 km di quota.

La stessa cosa come si potrà notare in seguito è effettuata per la determinazione della temperatura, della densità e della velocità del flusso.

```

T2f[quota_, mach_] := Block[{},
  If[quota ≤ 20,
    Ta = ISATEMPERATURE[quota];
    ηpa = intakePressureRecovery[mach];
    T0a = Ta (1 +  $\frac{\gamma - 1}{2} mach^2$ );
    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]
]

```

all'uscita del fan:

```

 $\eta_f = 0.84;$ 
 $\beta_f = 1.2;$ 
 $p_{3f}[quota_, mach_] := \beta_f p_{2f}[quota, mach];$ 

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

```

e nel compressore:

```

 $\beta_c = 10;$ 
 $p_4[quota_, mach_] := \beta_c p_{3f}[quota, mach];$ 
 $\eta_c = 0.87;$ 

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

```

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*)

 $W_{max}[quota_, mach_, rpm_] := potcilncil 745.7 \frac{portatamassica[quota, mach, rpm]}{portatamassica[0, 0.1, 10\ 000]};$ 
(*[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 =  $\beta_c \beta_f p_{2f}[quota, mach]$  ;
   $\rho_{inengine} = \frac{prif}{R T_{inengine}}$  ;
   $V_{punto} = cilindratancil \eta_{vol} 0.5 \frac{rpm}{60}$  ;
  mpunto =  $\rho_{inengine} V_{punto}$ ;
  Return[mpunto];
]

```

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 =  $\sqrt{\frac{(2 \gamma) \eta_n R \text{ Toutengine} \left(1 - \left(\frac{p_a}{p_{out}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)}{\gamma - 1}}$ ;
  s = portatamassica[quota, mach, rpm] (ue - u[quota, mach]);
  Return[s];
]
```

Si dovrà ora stabilire la portata massica da questo elaborata dal fan

```
Areaf = 2.4;
portatafan[quota_, mach_] := Areaf u2f[quota, mach]  $\rho_{2f}$ [quota, mach];
```

e dunque la portata di by-pass:

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

Considerando ora il reheat avremo:

```
uefreheat[quota_, mach_] := Block[{},
  If[mach ≤ 1.5,
    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 > 1.5, Treheat = 1200,
    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];
  ]]
```

e di conseguenza il consumo:

```

mfuel[quota_, mach_, rpm_] := Block[{},
  If[mach ≤ 1.5,
    Treheat = T3f[quota, mach];
    mf = (BPR[quota, mach, rpm] cp (Treheat - T3f[quota, mach])) /
      (4.186 × 1000 × 10 000);
    Return[mf];
  ];
  If[mach > 1.5,
    Treheat = 1200;
    mf = (BPR[quota, mach, rpm] cp (Treheat - T3f[quota, mach])) /
      (4.186 × 1000 × 10 000);
    Return[mf];
  ]
]

```

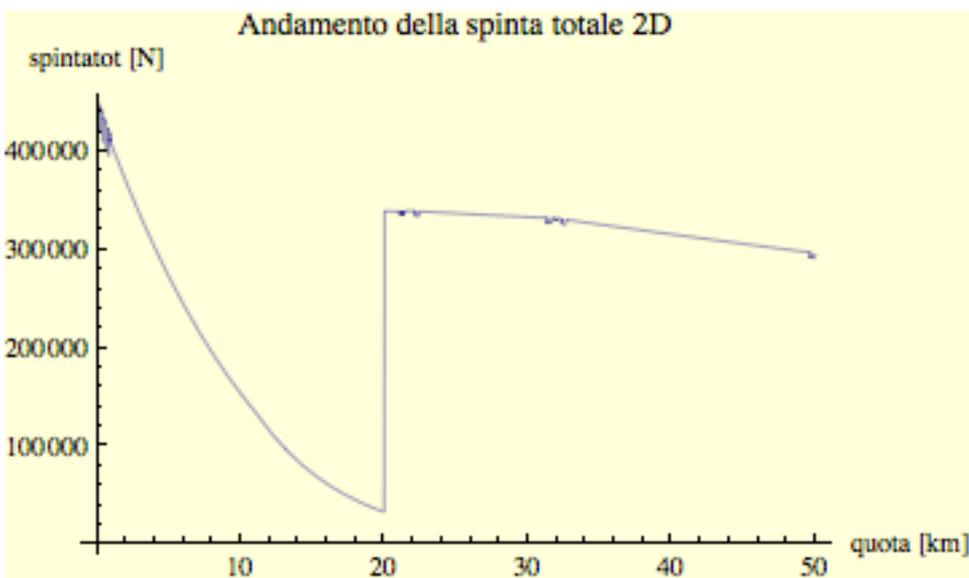
ci rimane da calcolare l'ulteriore componente di spinta del flusso secondario e la spinta totale del propulsore:

```

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

- **3.1.10 Calcolo della portanza (Lift)**

Per il calcolo della forza di portanza si rende necessaria, innanzitutto, la superficie alare, nel nostro caso nota e pari a:

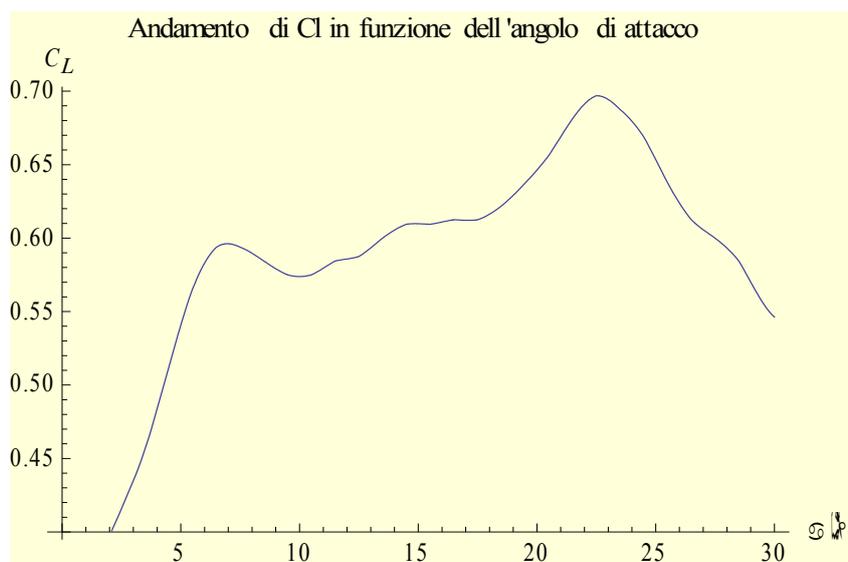
Sconc = 358.25 ; (*[m²] superficie alare Concorde*)

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]
```

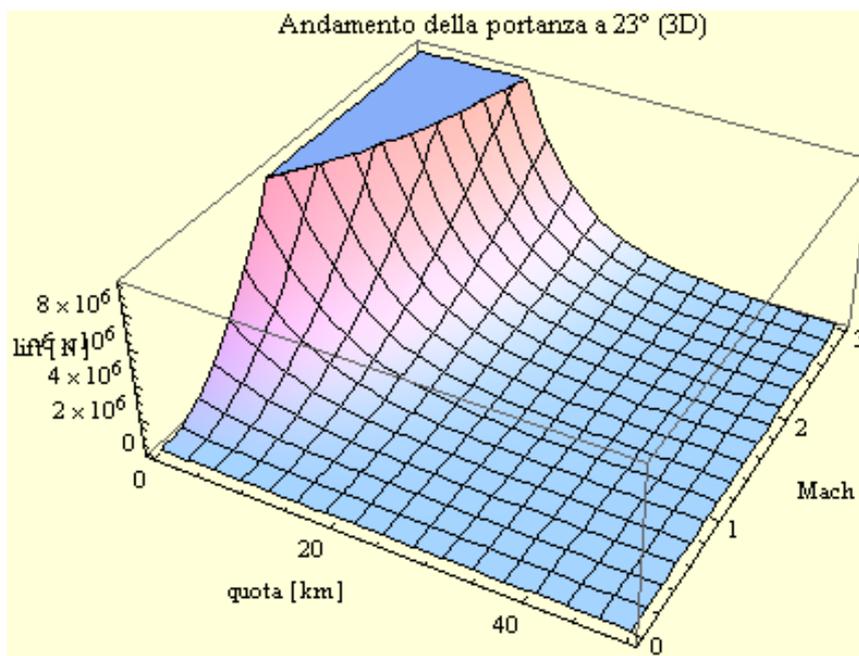


Si calcola ora la forza di portanza in funzione delle variabili quota, numero di Mach e angolo di incidenza:

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

e si grafica

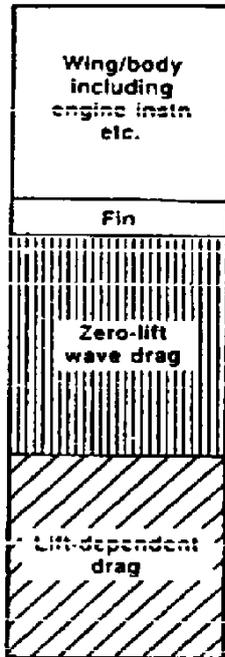
```
Plot3D[Lift[x, y, 23], {x, 0, 50}, {y, 0, 3}, AxesLabel → {"quota [km]", "Mach", "lift [N]"},
  PlotLabel → "Andamento della portanza a 23° (3-D)", Background → LightYellow]
```



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.

- **3.1.11 Calcolo delle resistenze (Drag)**

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. Vediamo ora nel dettaglio come sono composte e come calcolare queste resistenze.

- 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

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 φ altrimenti sconosciuto. Data la similitudine geometrica dei due velivoli si può considerare il valore di φ uguale per entrambi.

Il primo passo quindi, è quello di calcolare il n° di Reynolds del Concorde. La resistenza valutata è quella dell'intero aereo, quindi come lunghezza di riferimento è stata scelta quella della fusoliera. Si valuta inoltre la transizione dello stato limite da laminare a turbolento: i risultati danno una transizione molto precoce e si può quindi considerare tutto lo stato limite in regime turbolento. Fatto questo, si calcola il C_F del Concorde con la formula dello stato limite turbolento: $C_F = \frac{0.072}{RL^{0.2}}$ e si determina φ .

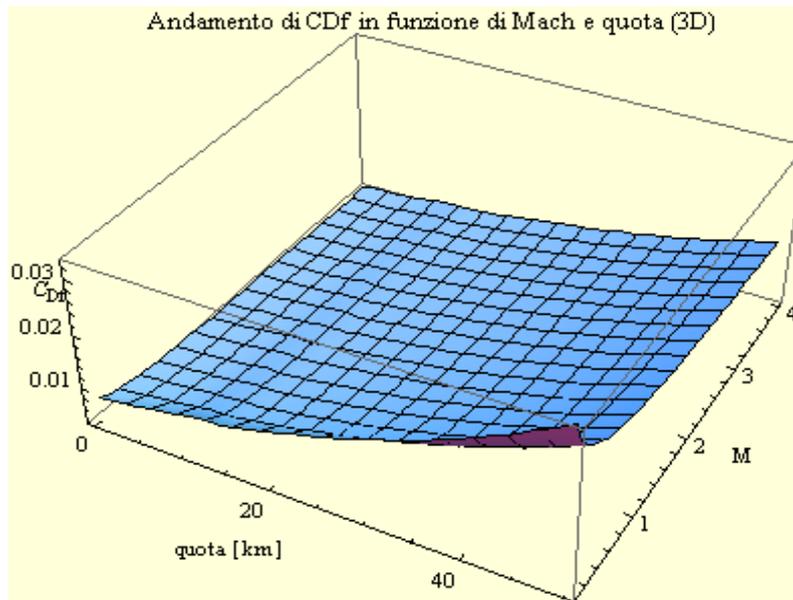
Ora si procede a calcolare il C_F della lamina piana corrispondente al velivolo sperimentale, con gli stessi modelli appena visti. Risulta infatti anche in questo caso una zona di stato limite laminare trascurabile rispetto a quella turbolenta.

```

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 =  $\frac{u[quota, mach]\ l}{ISAVISCOSITY[quota]}$ ;
  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]

```

Nella figura che segue è stato graficato l'andamento della resistenza d'attrito in funzione della velocità e della quota, e si vede chiaramente che all'aumentare di quest'ultima vi sarà un aumento della resistenza.



- 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:

$$CD_{conc} = 2 \frac{\text{spinta}_{conc}}{\rho_{aconc} S_{conc} u_{conc}^2};$$

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

$$CD_w = CD_{wconc}$$

- Resistenza indotta

La resistenza indotta è dovuta alla natura finita dell'ala e 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:

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

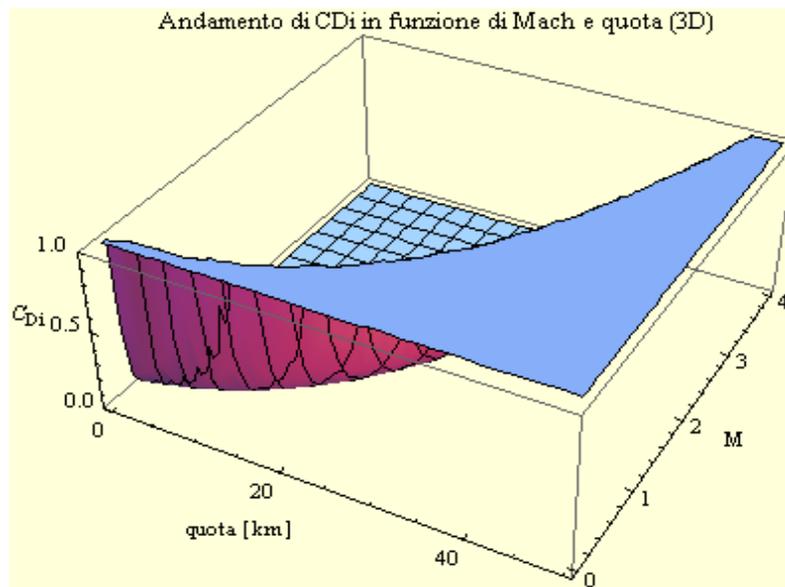
Dove:

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

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 =  $2 \frac{pesoconc}{\rho aconc Sconc uconc^2}$ ;
  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]
```



- **Drag totale**

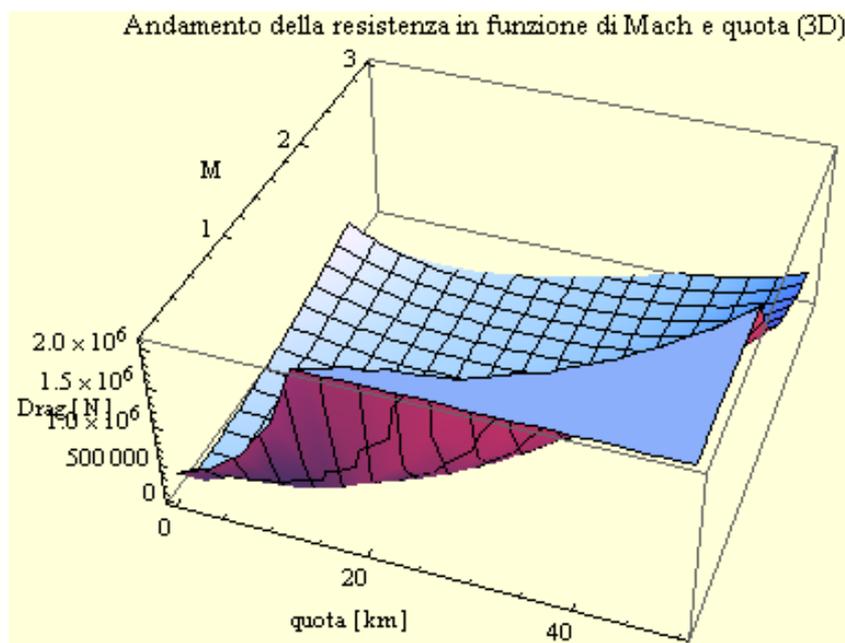
Una volta ricavati i coefficienti di resistenza d'attrito Cd_f , d'onda Cd_w e indotta Cd_i al variare della quota e della velocità del velivolo espressa in numero di Mach, non resta che sommarli per calcolare il coefficiente di resistenza totale Cd_{tot} :

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

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

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



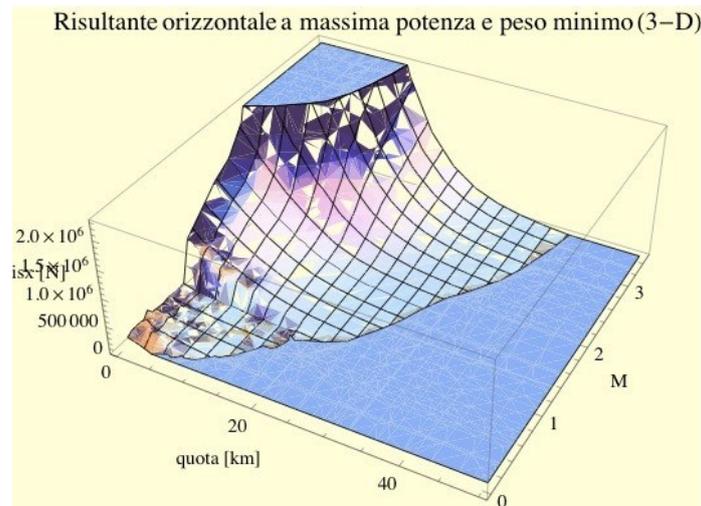
- **3.1.12 Risultante delle forze**

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

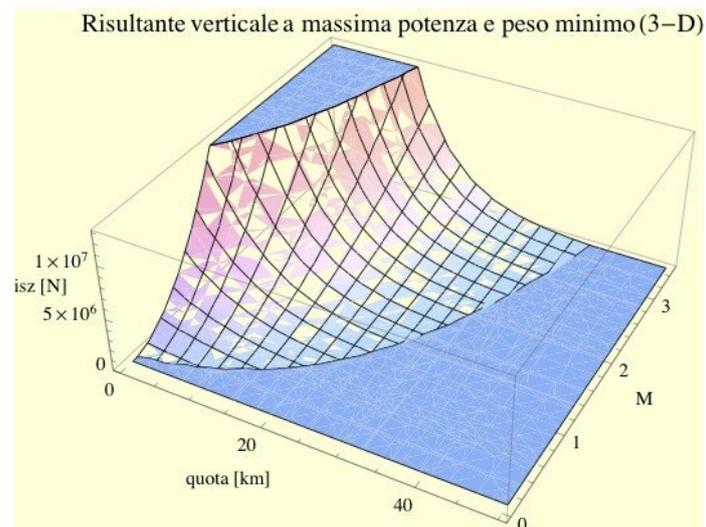
```
Risx[quota_, mach_, rpm_, percent_] :=
  4 spintatot[quota, mach, rpm, percent] - Dragtot[quota, mach];
```

```
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]
```



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

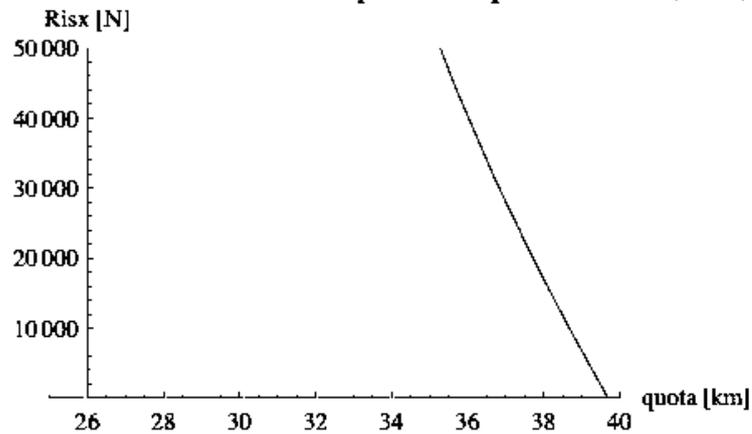


```

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]

```

Risultante orizzontale a massima potenza e peso minimo (2-D)

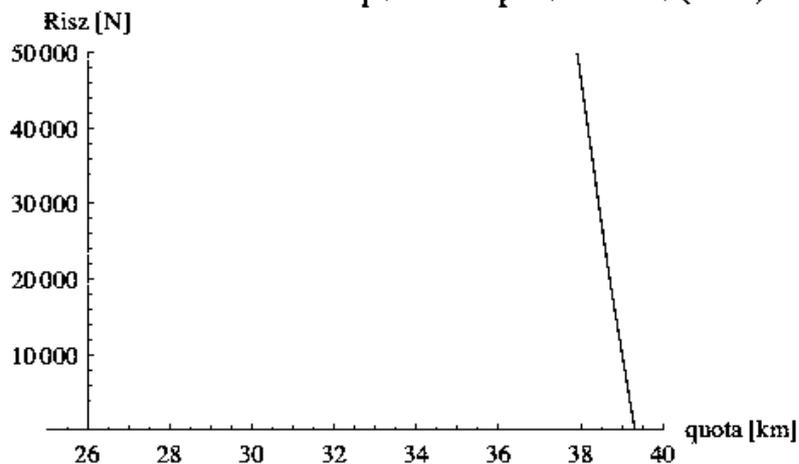


```

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

```

Risultante verticale a massima potenza e peso minimo (2-D)



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

- **3.1.13 Stima dei consumi**

- Consumo relativo 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, 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.

```
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 *  $\frac{Toutengine\eta_{MAX}}{ToutengineMAX}$ ];
    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]
    ]
]
```

- 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 = 0;
  Clmax = 0.35; (*massimo coeff di lift*)
  mcarb = massacarburante;
  mriserva = 0.2 massacarburante;
  quota = 0;
  iprecedente = 0;
  quotaprecedente = -0.001;
  spazio = 0;
  While[n < 2,
    massa = mcarb + m0;
    peso = massa 9.81;
    mach = 
$$\frac{\sqrt{\text{Sup} * \frac{\text{peso}^2}{(S \text{ ISADENSITY}[quota] \text{ andamentoCl}[23])}}}{\text{ISAMACH}[quota]};$$

    percent = Dragtot[quota, mach] 100 / (4 (spinta[quota, mach, rpmMAX, 100] + 25 (1399.27 - u[quota, mach])));
    If[percent > 100, mach = mach (1 +  $\frac{\text{percent} - 100}{100}$ );
    percent = (Dragtot[quota, mach] 100) / (4 (spinta[quota, mach, rpmMAX, 100] + 25 (1399.27 - u[quota, mach])));
  ];
```

Nella prima parte vengono esplicitate le costanti come peso velivolo, coefficiente di sicurezza salita, massimo coefficiente di lift, poi si effettua il ciclo while in cui si danno le istruzioni per la salita ovvero numero di mach e variazione della spinta.

Successivamente, come mostra il listato, tramite il ciclo if vengono suddivise le 3 zone di volo per il calcolo del consumo di combustibile e di comburente, ovvero il decollo, la zona compresa tra decollo e la quota di 20 km e la zona sopra i 20 km dove sarà necessario introdurre nel motore l'ossigeno imbarcato nel serbatoio.

```
If[mach < 0.4, mach = 0.4 (* in questo caso sale di piu)];
If[quota ≤ 20, mcarb = mcarb - (ConsumoMotore[quota, mach, percent] + mfuel[quota, mach, rpmMAX]) Δt];
If[quota > 20,
  mcarb = mcarb - (ConsumoMotore[quota, mach, percent] + mfuel[quota, mach, rpmMAX] + mfuelpreriscO2[quota, mach])
  Δt];
```

Concludiamo la nostra "Mission" calcolando la quota e lo spazio percorso nel tempo compreso fra decollo e arrivo alla quota massima di 39 km.

```
quota = quota + Clmax  $\left( \frac{1}{1000} \text{mach ISAMACH}[quota] \text{Sin} \left[ \text{ArcCos} \left[ \frac{1}{\text{Sup}} \right] \right] \Delta t \right);$ 
If[mcarb < mriserva || mach > 3.5, n = 2 (*;
  Return[{{quota "km", mach, mcarb "kg", massa "kg", percent, ConsumoMotore[quota, mach, percent] "  $\frac{\text{kg}}{\text{s}}$  " }}] (*);
  i++;
  vlift = ((quota - quotaprecedente) * 1000) / (i - iprecedente);
  vorizzontale = Sqrt[vlift^2 - (ISAMACH[quota] * mach / 1000)^2];
  spazio = vorizzontale * (i - iprecedente);
  Print[spazio " distanza - ", percent " % - ", massacarburante " mcarb - ", quota " km - ",
    mach " Mach - ", i " tempo"];
];
Return[quota]
]
```

Dalla quale si ricava un consumo stimato di 18518 kg di combustibile per il raggiungimento della quota prevista di 39 km.

- Calcolo planata

Sarà ora interessante valutare quanta strada percorre il nostro velivolo dal momento in cui raggiunge la quota massima di 39 km. Come sappiamo, da qui in poi verranno spenti i motori e l'aereo viaggerà planando per una certa distanza, fino ad arrivare alla quota convenzionale di circa 10 km.

Successivamente sarà necessario riaccendere i motori per continuare il viaggio. Perciò prima si indicheranno i dati e le equazioni per determinare quota, velocità e distanza che verranno poi inserite nel codice di Mathematica e quindi si presenterà il listato completo.

Equazioni e dati:

```
deltaT = 10;  
gg = 9.80665;  
Mach0 = 3.5; (*Mach*)  
H0 = 39.85 ; (*km*)  
massa = 92080;  
alfaplanata = 10.5
```

```
v0 = Mach0*ISAMACH[H0]  
RR=Dragtot[H0, Mach0]
```

```
v1 = -(((RR - massa gg)/massa) - v0)
```

```
Lift[H0, Mach0, alfaplanata]
```

```
v1 = (gg massa - RR + massa v0)/massa  
v1y = (gg - (Lift[H0, Mach0, alfaplanata]/massa)) deltaT
```

```
v1x = Sqrt[v1^2 - v1y^2]
```

```
H1 = H0 - ((v1y*deltaT)/1000)
```

```
s1 = v1x*deltaT  
d1 = Sqrt[s1^2 + (v1y*deltaT)^2]
```

```
Solve[{massa (vix - x) + massa*(gg + viy - y) == Ri,  
massa*(vix^2 + viy^2) - massa (x^2 + y^2) == Ri*di}, {x, y}]
```

```
Hcorr = H1  
di = d1  
scorr = s1  
vix = v1x  
viy = v1y  
vcorr = Sqrt[v1x^2 + v1y^2]  
Mcorr = vcorr/ISAMACH[Hcorr]  
Ri = RR
```

```
iii = 1
deltaT = 1;
```

Il Listato:

Per velocità di lettura e scrittura verranno omessi tutti i comandi “ print “ che alla fine del listato permettono di valutare la distanza e tutti gli altri parametri di volo.

```
While[Hcorr > 10(*&& iii<100*),
```

```
xx = 4.3440486533449174`*^-8 (1.1287454149999999`*^8 -
124.99999999999999` Ri + 1.1509999999999998`*^7 vix +
1.1509999999999998`*^7 viy +
125.000000000000001` ,(-8.154023756054542`*^11 +
1.8059926640000003`*^6 Ri - 184160.` di Ri - 1.` Ri^2 -
1.6629580450112`*^11 vix + 184160.` Ri vix + 8.4787264`*^9 vix^2 -
1.6629580450112`*^11 viy + 184160.` Ri viy -
1.69574528`*^10 vix viy + 8.4787264`*^9 viy^2));
```

```
yy = 4.717689675656948`*^-16 (1.039348778132`*^16 - 1.151`*^10 Ri +
1.0598408`*^15 vix + 1.0598408`*^15 viy -
1.151`*^10 ,(-8.154023756054542`*^11 + 1.8059926640000003`*^6 Ri -
184160.` di Ri - 1.` Ri^2 - 1.6629580450112`*^11 vix +
184160.` Ri vix + 8.4787264`*^9 vix^2 - 1.6629580450112`*^11 viy +
184160.` Ri viy - 1.69574528`*^10 vix viy + 8.4787264`*^9 viy^2));
```

```
vix = xx;
```

```
viy = yy;
```

```
vilift = (Lift[Hcorr, Mcorr, alfaplanata]/massa)*deltaT;
```

```
If[(yy - vilift) < 0, Print["sono nel if"];
```

```
While[((yy - vilift) < 0), Print["sono nel while"];
```

```
Forzasollevamento = Lift[Hcorr, Mcorr, (alfaplanata - 0.5)/2];
```

```
accelerazionesollevamento = Forzasollevamento/massa;
```

```
velocitàsollevamento = accelerazionesollevamento*deltaT;
```

```
vilift = velocitàsollevamento;
```

```
alfaplanata = (alfaplanata - 0.5)/2
```

```

];
viy = viy - vilift;

vcorr = Sqrt[vix^2 + viy^2];
scorr = scorr + xx*deltaT;
comodo = vcorr/ISAMACH[Hcorr];
Ri = Dragtot[Hcorr, comodo];
di = vcorr*deltaT;

Hcorr = Hcorr - (yy*deltaT)/1000;

iii = iii + 1;];

```

Mathematica, dopo aver eseguito i calcoli ha fornito una distanza di planata pari a 115 km, arrivando ad una quota molto prossima ai 10000 metri, dopo di che andranno riaccesi, come detto, i motori.

Non è perciò possibile seguire questa strada perché il velivolo percorre troppo poca distanza.

Si nota anche che la distanza percorsa nel tempo di salita con la massa di combustibile indicata precedentemente supera i 20000 km.

Ipotizzando quindi una tratta di volo compresa tra Bologna e New York, di circa 6700 km, dovremmo addirittura frenare l'aeroplano altrimenti si rischia di oltrepassare la meta.

Sarà quindi utile nella prossima ottimizzazione valutare l'ipotesi di non volare ad altezze così elevate, ma di limitarsi ad arrivare ai canonici 20 km, cioè fin dove i motori avranno la spinta necessaria senza dover ricorrere all'uso dell'ossigeno liquido, con evidente risparmio. Vediamo comunque nel caso in esame quanto comburente è necessario, ed eseguiamo il confronto consumi tra il velivolo in studio e l'Airbus A380.

- Confronto consumi Concorde e Airbus A380

Prendendo sempre come riferimento la tratta Bologna-New York di 6700 km, stando il consumo dell'A380 pari a 3 kg di combustibile per passeggero ogni 100 km, il risultato sarà pari a 201 kg per passeggero sulla tratta. Per quel che riguarda il Concorde abbiamo che per la stessa tratta il consumo per passeggero non supera i 95 kg. Significa quindi che si è riusciti nell'intento di ridurre i consumi, che come vediamo calano di oltre il 50 %.

- Consumo e massa di ossigeno

Raggiunta la quota di 20 km, si procede alla chiusura dell'intake e si introduce l'ossigeno.

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 13236 kg.

- **3.1.14 Carico utile**

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

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

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

$$Carico \text{ Utile} = CaricoUtileConcorde_{max} - (massa \text{ carburante} + massa \text{ O}_2)$$

Da cui, inserendo i dati ottenuti:

$$Carico \text{ Utile} = 79375 \text{ kg}$$

Si riuscirebbe pertanto a portare un carico utile di circa 79 tonnellate a una quota utile pari a 38 km.

Conclusioni

L'ottimizzazione del velivolo, effettuata partendo dai dati lasciati dagli studi realizzati in precedenza ha ottenuto risultati molto positivi su diversi aspetti che adesso si andrà ad elencare in dettaglio.

Per prima cosa, adottando il motore diesel abbiamo un miglioramento significativo in termini di sicurezza, in quanto il gasolio è molto meno infiammabile rispetto alla benzina.

Il secondo aspetto riguarda i consumi sia per quel che riguarda il combustibile che per l'ossigeno utilizzato sopra la quota di 20 km. Nella tesi precedente, il velivolo aveva già dai primi istanti di salita un'accelerazione spaventosa e partiva in pratica come un razzo percorrendo pochissima strada. Si è rivisto soprattutto questo aspetto, rendendo la salita del Concorde "normale", ovvero uguale in tutto e per tutto a qualsiasi aereo di linea, che da come risultato il percorrere molta più distanza con consumi notevolmente ridotti.

Questo comporta un terzo vantaggio, se ho meno combustibile e meno ossigeno avrò molto più spazio per caricare e trasportare altro. Cresce quindi il carico utile del Concorde.

Si è poi proceduto al calcolo della distanza in planata, arrivati alla quota di 39 km si spengono i motori e si plana per una certa distanza per poi riaccendere i propulsori per terminare il viaggio. Il risultato però non è soddisfacente perché il velivolo percorre poco spazio.

Ultimo aspetto, ma non meno importante riguarda la maneggevolezza, che come si può facilmente intuire, aumenta in modo significativo tenendo presente che il nostro velivolo è in scala 0.6 rispetto alle effettive dimensioni che aveva il Concorde.

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
- Tesi dell'Ing. Andrea Angeli “Studio e ottimizzazione dell’installazione di un motore diesel common rail per voli suborbitali” – AA 2012/2013

Sitografia:

- <http://www.grupposapio.it/>
- <http://www.concordesst.com/>
- <http://www.nasa.gov/>
- <http://www.xcor.com/>
- <http://www.swas.polito.it/>
- <http://www.avioaero.com/>
- <http://www.pollucenotizie.com/>
- http://www.matematicamente.it/staticfiles/software_math/matlab/Ferraris-Schmidt.pdf
- <http://www.aero.polimi.it/~trainell/bachecca/classnotes/classnotes09.pdf>

Ringraziamenti

I ringraziamenti alla fine della tesi della laurea triennale sono stati sicuramente più corposi e azzarderei a dire anche ingenui, forse perché Ingegneria Meccanica (specifico Meccanica perché si deve sapere che ho seguito un corso di Ingegneria serio e non un corso tipo gest..., ahhh questo correttore, non mi fa scrivere gestionale, per esempio.....) mi aveva lasciato ancora qualche forza e speranza e non sapevo quello a cui sarei andato incontro. Ma non preoccupatevi, l'ho capito dopo poco.

Esatto, l'avevo ripreso nei ""denti"", un'altra volta. Non bastavano 3 anni (3 anni?? seh magari... no dai seriamente contiamo, 1,2,3, niente da fare ho solo 2 mani... va bè) di incazzature stratosferiche, rosari consumati, vangeli detti e ridetti (la fede è la fede), serate e nottate ((“buttate”)), diciamo passate sennò qualcuno si lamenta dicendo che non sono buttate, su libri e appunti. Ma ho fatto tutto io, quindi, chi è causa del suo mal pianga se stesso. Tiè caro Duca.

Veniamo adesso ai veri ringraziamenti, quelli seri.

Ringrazio per primo il Prof. Luca Piancastelli per l'immensa pazienza con cui mi ha seguito nel lavoro della tesi, senza di lui avrei finito per l'estate, e badate, non dico l'anno.

Un grazie speciale va poi ai miei sponsor, mamma e papà, per avermi permesso di intraprendere questa avventura.

Grazie anche ai nonni e agli zii che mi sono sempre stati vicino e dato la forza per affrontare questo percorso giorno dopo giorno.

Concludo ringraziando gli amici che mi hanno fatto passare momenti indimenticabili, che non scorderò mai, partendo dal mio autista di fiducia, il caro Franchino, come striscia le colonne di Bologna lui, non lo fa nessuno. Da poco c'è anche la Paloma, la signora Bossi.

Poi c'è Ballantoi, il compagno (il più comunista di tutti) di sciate, e non solo, se vai a sciare con lui stai tranquillo che scii da solo, riesce a beccarsi l'influenza bevendo un bicchiere di rosso.

Allora adesso vediamo, ah si, la Vale, anche se i radicchi non li mangio, ouuuuuu, daiiiiiii, insomma parli o canti??!!!!

Matteino, il pesciolino, è stato da poco ripescato e attende impaziente di essere trapanato a secco per altri (tot) anni. Non gufiamo eh....

Adesso è il turno della piccola Lety, non sappiamo ancora come ha fatto ad iscriversi così piccola all'università, ma si dai avrà 10, 15?? (no troppo), anni, un giorno ci dirà se è una bambina prodigio o la figlia misteriosa del rettore.

Non può mancare Stefano, il presidente, de che??, si si, il presidente dei casi sociali nonché dei ciocicatori impenitenti. Quante avventure passate con lui, serate, biciclettate, weekend inioranti, e perché no, cioccate.

Ah dimenticavo un'altra persona che è stata fondamentale in questi anni, si chiama Irma, compagna di tante serate e momenti fuggenti. Insomma, una sicurezza. Guardate che non sono in ordine di importanza, siete tutti importanti per me, ma la lista la devo pur fare in qualche modo.

Ci sono poi anche, Michele, Silvia, Valentina, Tommy, Fede, Gine, Matteo, Giacomo, Gabriele (non sto dicendo nomi a caso), ognuno di loro mi ha fatto passare bellissimi momenti.

In ultimo ci sono gli amici x, y, z, k, si bè, ci sono i genitori 1 e 2, e io ho gli amici x, y z.... perché nun se po'??

Basta dai, che poi dicono che attacco i manifesti, sono le 2.06, come solito a letto presto no eh??!!

Grazie a tutti

Matteo Magnani
(*il Duca*)