

ALMA MATER STUDIORUM
UNIVERSITA' DI BOLOGNA

SCUOLA DI INGEGNERIA E ARCHITETTURA
- Sede di Forlì -

CORSO DI LAUREA
IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE
Classe: L-9 (codice 8263)

ELABORATO FINALE DI LAUREA
In
Disegno Tecnico Assistito Dal Calcolatore

Studio e ottimizzazione di un autoturboreattore

CANDIDATO

Davide Cuoccio

RELATORE

Prof. Ing. Luca Piancastelli

Anno Accademico 2014– 2015 II Sessione

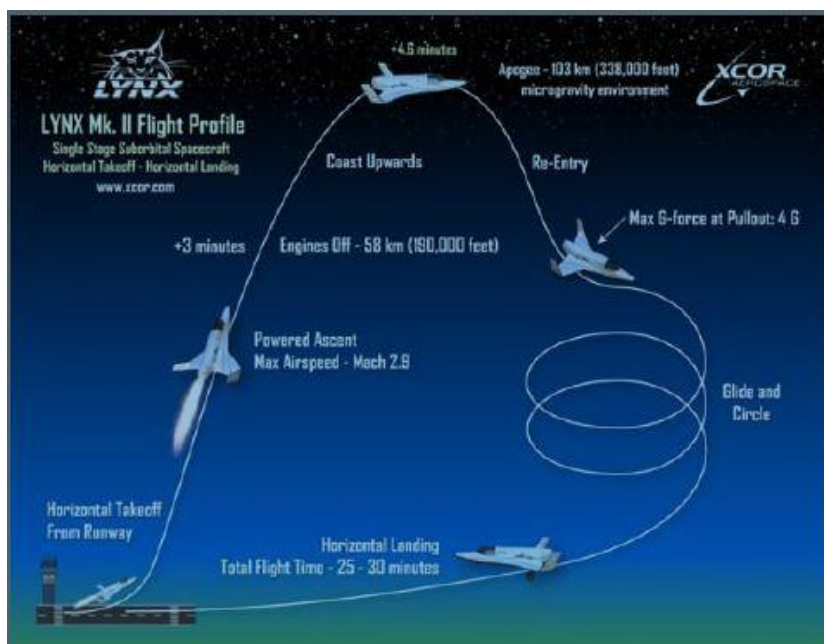
INDICE

ELABORATO FINALE DI LAUREA.....	1
1 <i>Preambolo</i>	4
2 <i>Introduzione</i>	6
3 <i>P&W F135</i>	7
4 <i>Concorde</i>	10
4.1 <i>Caratteristiche Progettuali</i>	11
4.2 <i>Specifiche Tecniche</i>	12
4.3 <i>Sviluppo progettuale</i>	14
5 <i>MODELLIZZAZIONE ATMOSFERA</i>	23
6 <i>Sistema propulsivo</i>	27
6.1 <i>Presa d'aria</i>	28
6.2 <i>Fan</i>	36
6.3 <i>Compressore</i>	37
6.4 <i>Camera di Combustione</i>	39
6.5 <i>Turbina</i>	42
6.6 <i>Postbruciatori</i>	44
6.7 <i>Ugello</i>	48
7 <i>STUDIO TERMODINAMICO MOTORIZZAZIONI</i>	50
7.1 <i>Turbofan P&W F135</i>	50
7.2 <i>La postcombustione</i>	54
7.3 <i>Statoreattore (Ramjet)</i>	56
7.4 <i>Ciclo Statoreattore</i>	57
7.5 <i>STUDIO QUALITATIVO DEL J58</i>	59
8 <i>CALCOLO FORZE IN GIOCO</i>	65
8.1 <i>Portanza</i>	65
8.2 <i>Tipi di Resistenze</i>	67
8.3 <i>RESISTENZA TOTALE</i>	71
8.4 <i>CAMPO SUPERSONICO</i>	72

9	<i>Studio dei consumi specifici nelle varie configurazioni</i>	74
10	CONCLUSIONI	77
	<i>Bibliografia e sitografia</i>	78

1 PREAMBOLO

Il ritiro dello Space Shuttle dalla vita operativa avvenuto nel 2011 e le iniziative in corso tra NASA ed aziende commerciali hanno dato il via ad una fase di transizione nel volo spaziale umano volta a fornire servizi di trasporto spaziale maggiormente flessibili ed a piu' basso costo, peraltro corroborate dal successo di alcuni lanci iniziali (i.e Space X, Orbital). In questa nuova fase di transizione, particolare attenzione viene data ai cosiddetti voli suborbitali, fino a circa 100 Km di altitudine, in cui il veicolo non ha velocita' sufficiente ad effettuare un'orbita completa attorno alla terra. Accanto ad iniziative private che sono principalmente volte al trasporto di turisti nello spazio allo scopo di far loro provare per pochi minuti l'ebbrezza dell'assenza di gravita' (ad esempio Virgin Galactic), anche la Difesa si e' sta impegnando in questo campo, in particolar modo negli USA. Anche l'Aeronautica Militare Italiana nell'ambito delle iniziative per il volo spaziale umano si sta interessando ai voli suborbitali, naturale estensione del loro campo operativo. Questo interesse si e' concretizzato nel 2012, quando ALTEC ha ricevuto un contratto dalla NATO Supply Agency (NSA) per l'effettuazione di uno studio preliminare sulla possibilita' di basare in Italia una complessa ed interessante iniziativa chiamata 'Spacegate' che, a differenza delle altre iniziative in corso, e' rivolta non tanto al contesto turistico quanto al cosiddetto trasporto aereo di futura generazione, trasporto cioe' tra due differenti punti della terra a velocita' ipersoniche con drastica riduzione dei tempi operativi.



Lo studio preliminare dello 'Spacegate' si è quindi concentrato da un lato sullo studio delle traiettorie e specificamente della fase di rientro eseguita tramite controllo manuale del pilota e particolarmente critica nell'attraversamento della zona atmosferica di transizione in cui il veicolo si comporta in maniera 'ibrida' tra un veicolo spaziale ed un aeroplano; dall'altro lato lo studio di 'Spacegate' include una prima valutazione delle varie infrastrutture di terra favorevoli all'atterraggio, basandosi sull'utilizzo di aeroporti ed attrezzature già esistenti, magari con qualche limitato riadattamento, senza ricorrere alla costruzione di futuristici ed attraenti Spaceports utilizzati per scopi turistici.

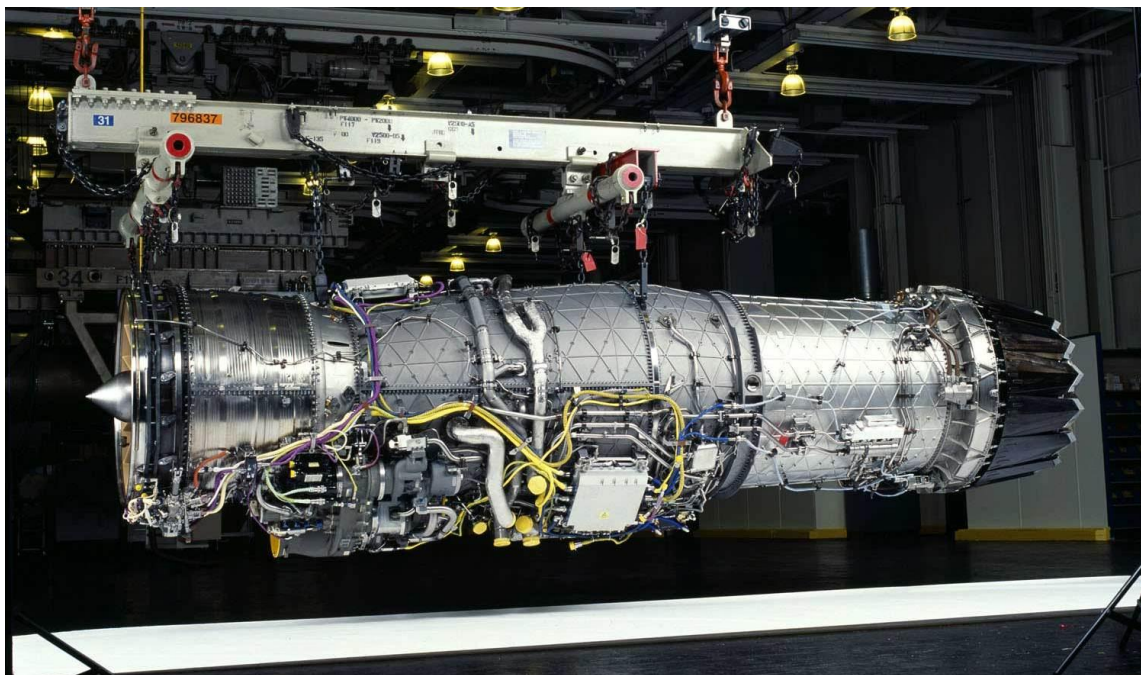
Un altro aspetto molto importante è legato alla necessità di stabilire un sistema normativo adeguato che mentre negli USA è già abbastanza sviluppato, in Italia ed Europa è nelle fasi iniziali. Il trasporto di futura generazione potrebbe così essere basato sulla presenza di diversi 'Spacegates' situati nei vari continenti che includono gli spazi aerei per l'effettuazione delle traiettorie di rientro e le relative infrastrutture di terra per decolli ed atterraggi consistenti in un aeroporto principale ed un insieme di aeroporti nelle vicinanze come siti alternati. Inoltre è stata firmata a marzo 2014 un lettera d'intenti tra l'Aeronautica militare e l'Ente Nazionale per l'aviazione civile (ENAC) per definire i criteri e le modalità per lo sviluppo della cooperazione nel settore del volo suborbitale e dell'aerospazio. L'accordo segue di pochi giorni la firma a Washington di un Memorandum of Cooperation sul medesimo argomento tra la Federal Aviation Administration americana (FAA) e la stessa ENAC, accordo che fa dell'Italia il primo paese europeo scelto dalla FAA statunitense come partner per la collaborazione nel settore del trasporto spaziale. Questo patto prevede la costituzione di un osservatorio che avrà il compito, tra l'altro, di elaborare un accordo Tecnico finalizzato a definire le procedure e promuovere le necessarie normative per consentire lo svolgimento di attività sperimentali propedeutiche allo sviluppo delle tecnologie aerospaziali. ENAC e AM collaboreranno quindi per definire quali regolamentazioni debbano applicarsi a questo nuovo "aerospazio", che tipo di sperimentazione possa essere condotta ed insieme si interfaceranno con FAA, dando così un supporto nazionale duale per definire questo nuovo ambiente operativo. La ricerca nel campo del volo suborbitale commerciale sta avendo un grande impulso soprattutto negli Stati Uniti, dove numerose compagnie private stanno già effettuando sperimentazioni e voli operativi a quote superiori a quelle comunemente utilizzate dall'aviazione civile (SpaceShipTwo della Virgin Galactic). L'AM ha interesse allo sviluppo know-how nel settore delle operazioni di volo suborbitali, ovvero tutte quelle attività condotte tra i 20 e i 120 km di quota, e grazie alle sue competenze nella sperimentazione, ritiene di poter fornire un valido contributo nell'esplorazione di questo ambiente.

2 INTRODUZIONE

La data del 24 Ottobre del 2003 segna la fine dell'epopea del Concorde. Secondo una definizione data dai progettisti francesi i cieli sopra l'atlantico non saranno più solcati dall'aereo più bello del mondo. In realtà le campane a morto per il bianco uccello (poetici questi francesi) erano già incominciate a rintoccare da quel maledetto incidente avvenuto durante la fase di decollo dall'aeroporto di Parigi che portò alla fine prematura di 113 persone, sfatando il mito della sua invulnerabilità. Però le necessità di muoversi sulle lunghe distanze, in maniera sempre più rapida e nella maniera più efficiente possibile è rimasta, spingendo i progettisti a realizzare grandi aerei di linea destinati al trasporto. Quindi per il futuro si guarda, pertanto, a nuovi velivoli in grado di ottenere velocità supersoniche e che permettano il raggiungimento di quote di volo molto elevate, al limite dello spazio(volo suborbitale).

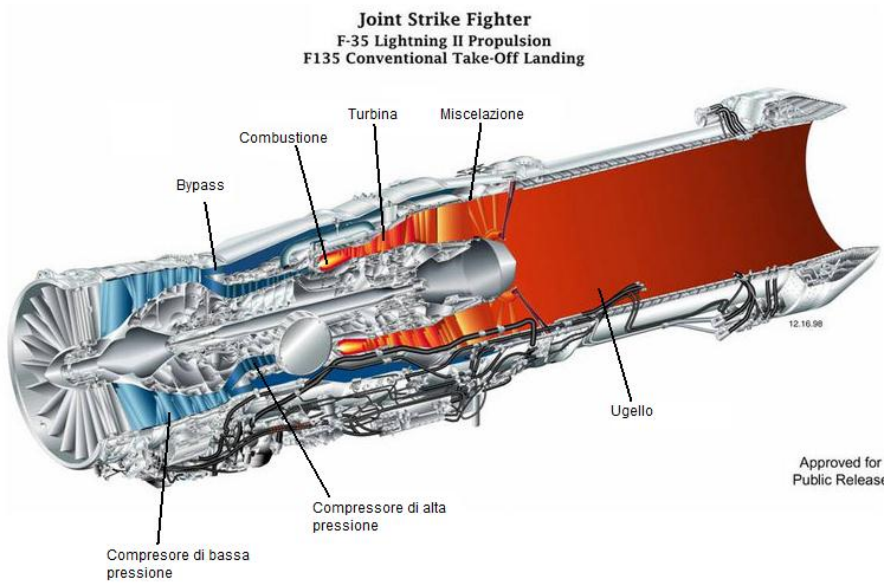
Una possibile opzione di sviluppo potrebbe essere quella di installare su un aeromobile performante e con delle caratteristiche aerodinamiche e strutturali quasi uniche come il Concorde un tipo di motorizzazione più evoluto, con materiali di nuova generazione come può essere il P &W 135, un Turbofan equipaggiato dal Lockheed Martin F-35 Lightning II. L'obiettivo è quello raggiungere una determinata quota (si stima i 30 km) e poi spegnere i motori ed effettuare una planata controllata fino ad una quota prestabilita per poi effettuare la manovra di avvicinamento all'aeroporto di destinazione. Il motore da noi utilizzato sarà una versione adattata del P&W 135 che dopo una determinata velocità si comporti come uno statoreattore. Questa doppia configurazione è già stata sviluppata nel P&W J 58, motorizzazione montata dal Lockheed SR-71 Blackbird.

3 P&W F135



Il Lockheed Martin F-35 Lightning II è un caccia multiruolo di V generazione, monoposto, monomotore ed 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 composti 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 con atterraggio verticale (STOVL) entrata in servizio nel 2011. Il motore P&W F135 è costituito da 3 stadi di fan, 6 stadi di compressore, un bruciatore anulare, uno stadio turbina ad alta pressione, e 2 di turbina a bassa pressione. Con lo scopo di ridurre i costi, tutte e 3 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 aumentarne 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. Il sistema propulsivo è una scelta tra il motore P & W F 135 e il motore GE/Rolls-Royce F136, l'ultimo però è in fase di stallo in quanto le due società hanno interrotto il progetto nel dicembre 2011 dopo che il Pentagono ha negato il sostegno per un ulteriore sviluppo. Il Pratt & Whitney F135 è attualmente previsto su tutte le versioni del Lockheed Martin F- 35 Lightning II e risulta essere un'evoluzione del P & W F119, uno dei turbo fan tecnologicamente più avanzati che equipaggia l'F-22 Raptor. P & W 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'F 135 ha anche una riduzione del 50 % dei requisiti delle strutture di sostegno rispetto agli attuali. L'F 135 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. 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 turbo fan 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 turbo fan ad alto rapporto o 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 dei gas che l'attraversano, lavoro che viene assorbito sia alla ventola del motore, sia al Lift Fan di sustentazione.



Seguono alcune caratteristiche delle varie configurazioni dell' 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

4 CONCORDE



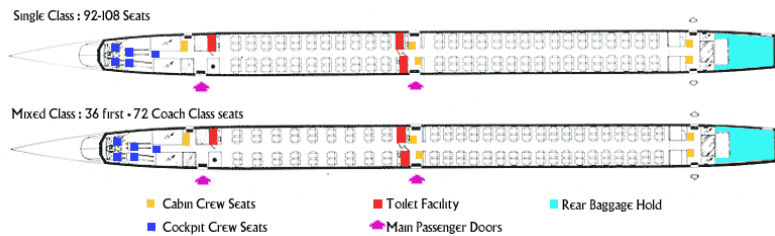
Il Concorde era un aereo di linea supersonico prodotto dal consorzio anglofrancese formato da British Aerospace e Aérospatiale. Entrò in servizio il 21 gennaio 1976 sulle linee Parigi-Dakar-Rio de Janeiro e Londra-Bahrain. Alla fine degli anni cinquanta, l'Inghilterra, la Francia, gli Stati Uniti d'America e L'Unione Sovietica stavano considerando l'idea di sviluppare il trasporto aereo supersonico. Due progetti, uno inglese e l'altro francese, entrambi con l'avvallo finanziario dei rispettivi governi. L'intenzione del governo inglese era la costruzione di un aeromobile a delta che potesse trasportare circa 100 passeggeri in un volo transatlantico, mentre i francesi erano più sul medio raggio. Entrambi i progetti erano già in fase avanzata e pronti per la sperimentazione dei prototipi, ma i costi esorbitanti spinsero il governo britannico a chiedere una cooperazione internazionale. Alla fine si raggiunse un accordo tra i due paesi attraverso un trattato internazionale firmato da entrambi che prevedeva una clausola inserita dal governo inglese, una sorta di copertura nel caso il progetto venisse abbandonato. Una bozza di trattato, firmata il 28 Novembre 1962 riguardava le aziende British Aircraft Corp. E Aérospatiale, che nel frattempo avevano assorbito rispettivamente la Bristol e la Sud Aviation. Nel 1965 costruirono due prototipi: lo 001 a Toulouse da parte della Aérospatiale e lo 002 a Bristol da parte della BAC. Il primo volo di test dello 001 venne compiuto il 2 marzo 1969 ed il primo test supersonico il 1 ottobre. Questi test dettero molte preoccupazioni ai progettisti visto l'enorme inquinamento acustico dato dal raggiungimento del regime supersonico in fase di decollo. Solo l'Air France e la British Airways (che succedette alla BAC) mantennero gli ordini. I test del Concorde iniziarono nel 1974, stabilendo vari record; tra cui le ore di volo in regime supersonico, inoltre i costi unitari superarono i 23 milioni di sterline nel 1977, si andò a spendere quasi 6 volte quanto preventivato.

4.1 CARATTERISTICHE PROGETTUALI

Il Concorde era un velivolo dotato di caratteristiche uniche per la sua epoca, le scelte tecnico-commerciale erano rivolte ad una maggiore capacità di carico piuttosto che alle mere prestazioni velocistiche. Dotato di un' ala a delta senza piani di coda orizzontali ma con un esteso bordo d'entrata che si protendeva fin quasi alla cabina di pilotaggio avente una corda molto larga ed un'apertura relativamente ridotta, configurazione ideale per raggiungere le alte velocità in volo. Queste configurazioni estreme richiedono che si adotti un elevato angolo d'attacco al momento di atterrare e decollare, configurazioni che limitavano la visibilità dalla cabina di pilotaggio. Ma il Concorde attraverso la straordinaria capacità di inclinare il muso poneva una soluzione al problema. La sua motorizzazione era composta da 4 motori Olympus, prodotti congiuntamente dalla britannica Rolls-Royce plc e la francese Snecma, basati su quelli sviluppati originalmente per il bombardiere strategico Avro Vulcan. Questa motorizzazione era in grado di sostenere velocità supersoniche ad alta quota senza l'ausilio dei postbruciatori. Inoltre era sistemati in strutture scatolari, largamente solidali con la parte inferiore dell'ala, dal momento che erano necessarie delle prese d'aria dalla forma complessa che sarebbe stato molto complicato realizzare attraverso delle gondole. Ciò ha risparmiato la necessità di progettare un carrello ancora più lungo di quello già in uso, già molto "estremo" vista la sua configurazione. Il Concorde fu il primo ad utilizzare nuove tecnologie, per la velocità e l'ottimizzazione del volo:

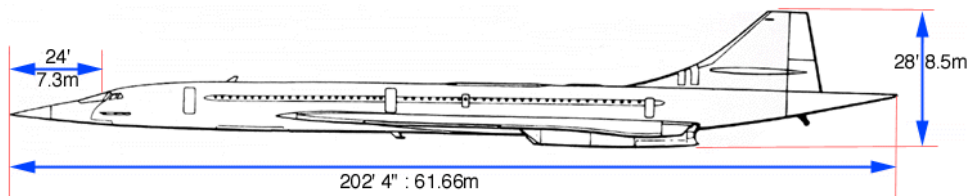
- Ali a delta ogivale
- Prese d'aria orientabili
- Capacità supercruise
- Propulsori thrust-by-wire, predecessori degli attuali propulsori di tipo FADEC
- Sezione anteriore orientabile per migliorare la visibilità durante l'atterraggio per la riduzione del peso e il miglioramento delle performance
- Velocità di crociera(Mach 2.04) adatta all'ottimizzazione dei consumi (minimo attrito supersonico)
- Utilizzo di alluminio per la diminuzione del peso
- Pilota automatico e controllo automatico della spinta, che permettevano il controllo completo dell'aereo in tutte le fasi di volo
- Sistema idraulico ad alta pressione (MPa)

- Modifiche del beccheggio tramite lo spostamento del carburante attraverso la fusoliera per il controllo del centro di gravità del velivolo
- Assenza del generatore ausiliario di potenza



4.2 SPECIFICHE TECNICHE

Massimo numero di passeggeri 128, 100 (British Airways), 92 (Air France). Equipaggio di volo standard 3 (Capitano, co-pilota e ingegnere di volo). Equipaggio di volo max 5 persone.



Dimensioni

Lunghezza totale (61.66m)

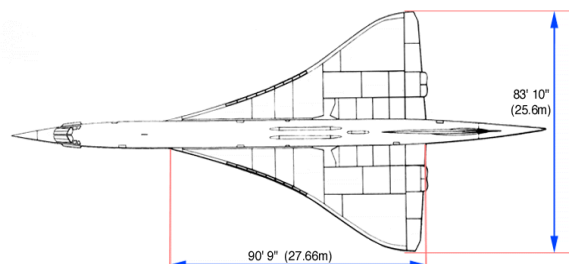
Lunghezza dall'estremità del naso alla cabina di pilotaggio (7.31m)

Altezza da terra (12.2m)

Altezza dal punto più basso (motore) (8.9m)

Esterno fusoliera Larghezza max (2.88m)

Interno fusoliera Larghezza max (2.63m)



Esterno fusoliera Altezza max (3.32m)

Interno Fusoliera Altezza max (1.96m)

Lunghezza fusoliera (39.32m)

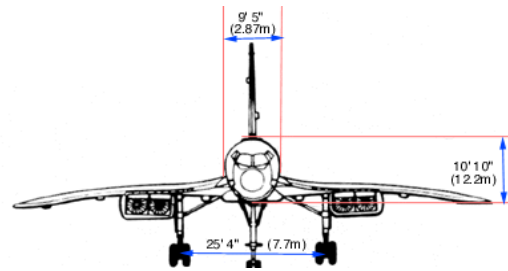
Apertura alare (25.6m)

Superficie Alare (358.25 m²)

Timone (10,41 m²)

Peso a vuoto: 78 700 kg

Carico massimo al decollo: 185066 kg



Specifiche propulsore

4 motori 593 Olympus Mrk610 turbogetto

Costruttore di motori Rolls-Royce/SNECMA

Massima spinta prodotta al decollo, 38050 libbre (170 KN) per singolo motore con postbruciatori

Massima spinta prodotta in crociera supersonica 10000 libbre per singolo motore

Capacità combustibile 119500 ltrs (95680 kg)

Consumo carburante (Standby Power) 1100 kg/h

Consumo carburante (piena Potenza) 10.500 kg/h

Consumo carburante con postbruciatori(piena Potenza) 22.500 kg/h

Velocità,Altitudini e Limiti

Massima velocità operativa di crociera Mach 2,04

Velocità al decollo di circa 400km/h

Altezza operativa massima 60,000 Ft

Massima incidenza positiva (angolo di attacco) 16.5°

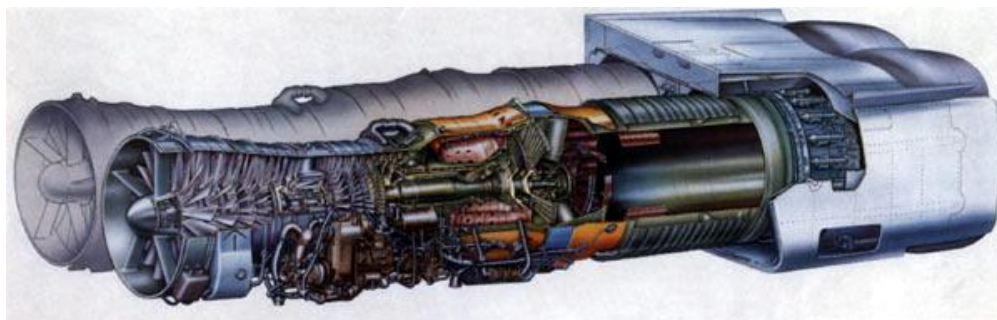
Massima incidenza negativa (angolo di attacco) 5,5°(circa Mach 1.0)

4.3 SVILUPPO PROGETTUALE

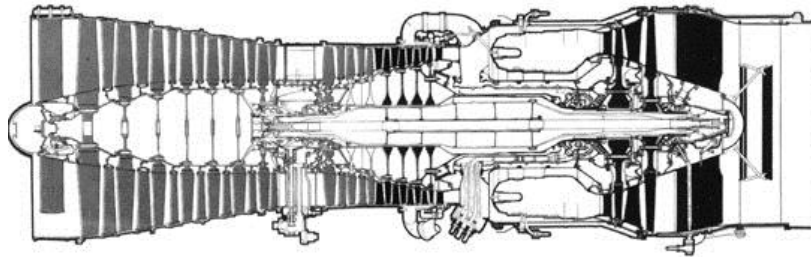
Problemi strutturali

Ad alte velocità, eseguendo una virata o un'imbardata, vengono sviluppate forze aerodinamiche molto intense che possono provocare una distorsione molto accentuata della struttura dell'aereo. Questo inconveniente è stato risolto utilizzando gli alettoni più interni per eseguire manovre ad alta velocità in quanto collegati alla parte più robusta e non andando a impiegare quelli esterni. Un altro inconveniente era rappresentato dalla sostenuta velocità di decollo (400km/h), e quindi un corrispondente sistema frenante adeguato. Era utilizzato un sistema antibloccaggio analogo all'ABS impiegato oggi nelle moderne autovetture. Infatti i freni erano in carbonio e potevano arrestare il velivolo con peso di 188 tonnellate mentre si muoveva a 305 km/h in uno spazio di circa 1600 m. Questo nell'eventualità di un decollo abortito. Un altro problema è rappresentato dal carrello di atterraggio, in quanto andava riprogettato visti i notevoli carichi generati dal caratteristico angolo di attacco necessario per la corretta manovra di decollo degli ali con la configurazione a delta.

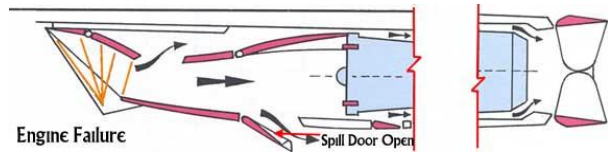
Propulsori



Affinché fosse economicamente sostenibile, il Concorde avrebbe dovuto possedere un raggio ragionevolmente lungo, con un'efficienza sufficientemente elevata. Per poter sostenere un volo supersonico ottimale vennero inizialmente presi in considerazione dei propulsori modello Turbofan. Tuttavia la loro sezione trasversale avrebbe generato troppo attrito, quindi vennero scartati in favore dei propulsori a turbogetto. Il modello su cui cadde la scelta fu il propulsore Rolls Royce Olympus. Il modello Olympus originariamente era stato sviluppato per il bombardiere Avro Vulcan e venne successivamente modificato in un propulsore supersonico con postbruciatori per il bombardiere BAC TSR-2 e infine adattato per il Concorde.

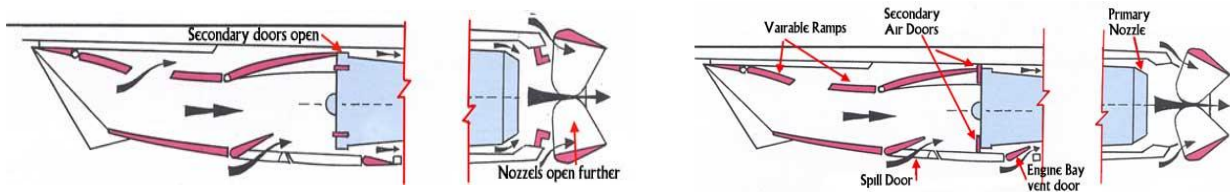


Un particolare critico per i propulsori di questo tipo riguarda le prese d'aria. Tutti i propulsori convenzionali (scartato lo Screamjet) devono lavorare ad una velocità subsonica (circa Mach 0.5); ciò comporta un'azione che rallenti il flusso dalla velocità iniziale di Mach 2,0. Inoltre si devono controllare le onde d'urto generate dal rallentamento per evitare che vadano a compromettere la struttura del propulsore. Quindi i progettisti inserirono all'interno delle prese d'aria delle alette ed un flap ausiliario, queste propaggini erano in grado di modificare la loro posizione durante le fasi del volo e permettevano il rallentamento del flusso d'aria destinato ai propulsori. Il flap poteva disporsi in maniera inclinata o piatta. Durante il decollo, quando si ha la necessità di sviluppare un'enorme portata d'aria, le alette erano piatte ed il flap posizionato nella configurazione alzata. Al raggiungimento della velocità limite Mach 0.9 il flap si chiudeva, e raggiunta velocità Mach 1.3 le alette interne si spostavano per generare le onde d'urto. Raggiunta la velocità di crociera, ovvero circa Mach 2,0, le alette avevano un'inclinazione negativa. Il malfunzionamento di un propulsore su un velivolo convenzionale durante le procedure di volo risulta essere molto problematico: oltre la perdita di potenza da un singolo lato (motorizzazioni simmetriche, con 2 o 4 unità), il propulsore non funzionante crea un notevole attrito, a cui va aggiunta l'imbardata e la deriva come conseguenza del malfunzionamento dello stesso. Se prendiamo in considerazione che nel caso del Concorde raggiungiamo velocità supersoniche, allora raggiungiamo conseguenze catastrofiche, che possono portare al cedimento della struttura dell'aereo. Poiché il non funzionamento del motore significa niente fabbisogno d'aria, nel Concorde era prevista l'apertura del flap e l'estensione totale delle alette, in maniera da deflettere l'aria verso la parte posteriore del propulsore, ciò comporta una diminuzione dell'attrito e quindi aumento di portanza. La procedura è riportata nella figura sottostante.



Nei test effettuati il Concorde fu in grado di spegnere entrambe le motorizzazioni situate sullo stesso lato del velivolo ad una velocità di Mach 2 senza perdere la controllabilità dell'aeromobile. I postbruciatori venivano utilizzati al decollo e nel passaggio al regime transonico, tra Mach 0.95 e Mach 1.7. In ogni altra fase di volo si teneva spenti. A causa della alta inefficienza dei propulsori nelle fasi di volo a bassa velocità, il Concorde consumava circa due tonnellate di carburante solo per effettuare il rullaggio a terra. Per risparmiare carburante solo i due propulsori posizionati all'esterno dell'ala erano accesi dopo l'atterraggio. Infatti nella fasi di rullaggio erano più che sufficienti 2 propulsori visto il peso non eccessivo dell'aereo(anzi era molto leggero).

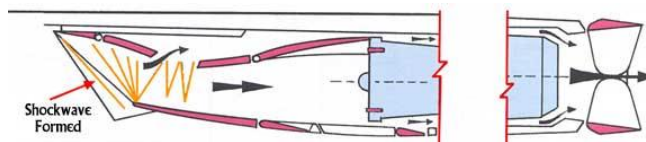
Velocità subsonica



Al decollo i motori necessitano del massimo flusso d'aria, quindi le rampe sono completamente retratte e la banderuola di ingresso ausiliario spalancata. Questa banderuola si tiene aperta aerodinamicamente. L'insenatura ausiliaria comincia a chiudersi con l'aumento del numero di Mach ed è completamente chiusa nel momento in cui il velivolo raggiunge Mach 0.93. Poco dopo il decollo l'aereo entra nella procedura di riduzione del rumore. In questa fase si ha una notevole riduzione di inquinamento acustico in quanto si viaggia a potenza ridotta e senza l'ausilio dei postbruciatori. Gli ugelli secondari sono aperti per consentire l'entrata di ulteriore aria. A bassa velocità tutta l'aria del motore è del flusso d'aria primario e le porte secondarie sono tenute chiuse. A circa Mach 0.55 il secondario gas di scarico inizia ad aprirsi in funzione del numero di Mach ed è pienamente aperto quando il velivolo è in M 1.1. Le rampe iniziano a spostarsi in posizione raggiunta la velocità di Mach 1.3 mentre l'onda d'urto inizia ad entrare.

Nel moto subsonico, il 72% della spinta viene sviluppata dal motore, mentre il 6% è da attribuire agli ugelli e invece il restante 21% viene sviluppata dalle assunzioni secondarie.

Velocità supersonica



Alla velocità supersonica di Mach 2.0 le rampe si sono spostate a metà dell'escursione disponibile, rallentando l'aria producendo un supersonico Shockwave (linea gialla) all'aspirazione del motore. Quando vi è bisogno di scaricare l'eccesso d'aria che non è più necessario al motore, la rampa scende al livello massimo di escursione. Durante la crociera supersonica solo l'8 % della portanza è prodotta dal motore, il 29% dagli ugelli e un impressionante 63% dagli Itakes. La procedura riduce la probabilità di colpi sul motore.

Autonomia

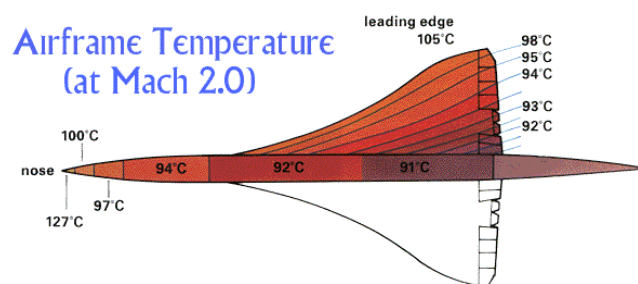
L'idea alla base del Concorde era quella di poter effettuare il collegamento Londra New York senza scali, ciò faceva diventare il Concorde l'aereo supersonico con la più alta autonomia chilometrica. Ciò si ottenne attraverso un'attenta progettazione della superficie alare in modo da ottenere un buon rapporto portanza/attrito, l'utilizzo di propulsori ottimizzati per velocità supersoniche e l'imbarco di grande quantità di carburante.

Manovrabilità



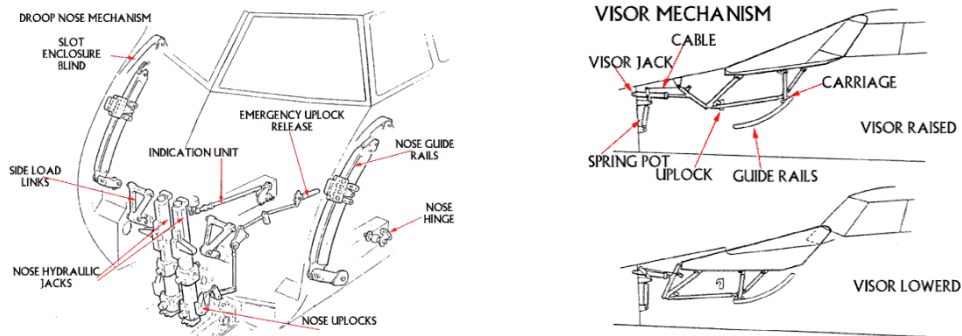
Il Concorde è stato uno dei primi aeromobili fly-by-wire in tutto il mondo. Il velivolo viene controllato attraverso segnali elettrici inviati agli azionamenti idraulici che controllano le superfici alari; tre alettoni su ogni ala, per il controllo del rollio e beccheggio e due timoni di coda per il controllo dell'imbardata. Ciascuna di queste otto superfici di controllo è indipendente e viene controllata da un Powered Flying Control Unit(PFCU).

Problemi di riscaldamento



Se dovessimo controllare le parti più calde della struttura di un aereo supersonico (tralasciando i propulsori), esse si collocano nella parte anteriore. I progettisti avevano in mente di utilizzare il duralluminio come materiale di costruzione, in maniera da contenere i costi di fabbricazione. Però la temperatura massima sopportata da questo alluminio durante ogni fase di volo non doveva superare i 127 °, valore che andò a limitare la velocità massima a Mach 2.02. Nonostante questa limitazione, durante il volo supersonico i finestrini della cabina di pilotaggio erano incandescenti, così caldi da non poter essere toccati. Dopo il decollo, l'aereo si raffreddava man mano che aumentava la quota e in successivamente si riscaldava dopo essere entrato in regime supersonico. Prima dell'atterraggio avveniva l'opposto, con un raffreddamento ed un successivo riscaldamento. Questi ripetuti sbalzi termici andavano a compromettere l'integrità strutturale del velivolo, infatti il riscaldamento dovuto alla elevata compressione dell'aria provocato dal moto supersonico avrebbe potuto espandere l'alluminio di 300m, rischiando di causare uno strappo alla fusoliera.

Abbassamento del muso



Il famoso “muso” del Concorde abbassabile fu il risultato dato dal compromesso di avere una forma aerodinamica tale da ridurre l’attrito ed aumentare l’efficienza in volo e la necessità per i piloti di possedere una buona visibilità nelle fasi di movimento a terra (rullaggio, parcheggio) e nelle fasi di decollo e atterraggio. Un aereo con ali a delta decolla e atterra con un angolo d’incidenza molto elevato, ciò dipende da come si sviluppa la portanza su questo tipo di configurazione alare. Quindi la parte anteriore molto affusolata avrebbe ostruito la visuale ai piloti, e di conseguenza è stata progettata per essere abbassata. Durante la fase di crociera il muso era riportato in posizione orizzontale e inoltre veniva posizionato un visore posizionato sul vetro della cabina di pilotaggio. Un dispositivo ritraeva il visore e abbassava il “muso” di 5° rispetto alla posizione orizzontale nelle fasi di decollo e rullaggio. Dopo il decollo veniva riposizionato orizzontalmente il “muso” e veniva alzato il visore. Poco prima dell’atterraggio il visore veniva nuovamente abbassato ed il “muso” inclinato di 12.5° verso il basso per consentire ai piloti di avere un’ottima visibilità del sentiero di discesa. Dopo l’atterraggio, il muso era portato ad un’ inclinazione di 5° per evitare la possibilità di incidenti. Il naso è azionato da una coppia di martinetti idraulici che lavorano in parallelo. Entrambi i jack hanno la parte superiore collegata ad una paratia e la parte inferiore ancorata alla struttura del naso. Il meccanismo della visiera è contenuto dentro il naso e viene mosso su due rotaie con l’ausilio di un martinetto idraulico.

Pressurizzazione della cabina

Generalmente le cabine degli aerei di linea sono pressurizzate a 1800-2400 m di altezza, quota molto al di sotto di quella effettiva dell’aereo, mentre per il Concorde era impostata ad una quota inferiore. L’altezza massima di crociera del Concorde era di 18000 m (anche se l’altitudine tipica sfiorava i 17000), mentre quella degli aerei di linea subsonici è generalmente inferiore ai 12 Km.



Oltre i 15 Km di altitudine la carenza di ossigeno può causare la perdita di conoscenza, anche ad un atleta in forma, in circa 15 secondi. Una breccia nella fusoliera avrebbe causato una perdita di pressione così repentina da rendere inutili anche le maschere di ossigeno, e causare velocemente ipossia. Detto questo, il Concorde aveva dei finestrini dal diametro più piccolo per ridurre il tasso di diminuzione della pressione in caso di incidente. Inoltre era presente una maggiore riserva d'aria per aumentare la pressione della cabina e poteva scattare una procedura di discesa rapida per giungere ad un'altitudine di sicurezza. I piloti erano forniti di maschere di tipo CPAP attraverso le quali l'ossigeno viene inviato a pressione maggiore nei polmoni.

Progetto "B"

Nonostante il suo progetto innovativo e la sua enorme efficienza durante il volo supersonico, venne sviluppata una versione "B" del Concorde, essa poteva imbarcare una maggiore quantità di carburante e possedeva delle ali leggermente più estese dotate di ipersostentatori alle estremità utili ad aumentare le performance aerodinamiche in volo. Inoltre erano previsti propulsori più potenti equipaggiati con dispositivi per la riduzione del rumore e privi di postbruciatori. Queste modifiche andavano a influire sull'autonomia km, andando ad aumentarla di ben 500 km, l'obiettivo era l'apertura di nuove rotte commerciali. Detto questo il progetto venne comunque abbandonato a causa dell'insuccesso commerciale. Il flusso di radiazioni ionizzanti proveniente dallo spazio esterno presente alle alte altitudini di crociera del Concorde risultava doppio rispetto a quello a cui sono esposti i passeggeri in un normale volo convenzionale. Ciò si compensava con un tempo di volo ridotto, che infatti andava ad abbassare la dose di radiazioni, rendendola inferiore a quella assorbita in un volo tradizionale. Il Concorde era dotato di un radiometro che andava a misurare il tasso di radiazioni. Se i livelli fossero divenuti eccessivi, i piloti sarebbero scesi sotto i 14 Km.

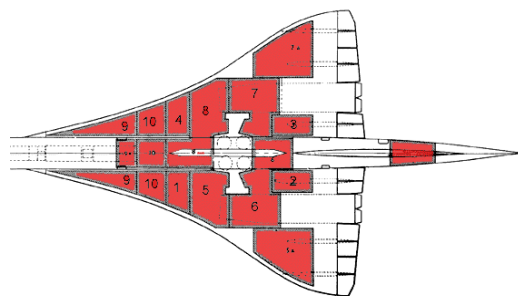
Spostamento del centro di pressione

Quando un velivolo supera il numero di Mach critico, il centro di pressione si sposta all'indietro. Questo fenomeno provoca un beccheggio del velivolo, poiché la posizione del centro di gravità rimane invariata. Gli ingegneri progettavano le ali specificatamente per eliminare lo spostamento del centro di pressione, tuttavia limitarono tale spostamento fino alla distanza di circa 2 metri. Tale spostamento di solito può venire contrastato attraverso l'utilizzo delle superfici di controllo,

tuttavia alle velocità estremamente elevate i crociera sarebbe notevolmente aumentata la resistenza d'attrito. Venne quindi ideato un sistema di spostamento interno della distribuzione del carburante durante l'accelerazione e la decelerazione con l'obiettivo di spostare il centro di gravità.

Sistema di alimentazione del carburante

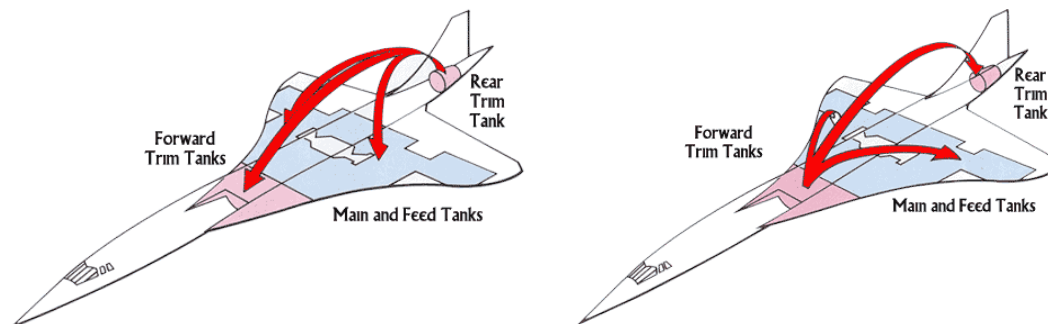
Il Concorde, come la maggior parte degli aerei di linea, ha più serbatoi di carburante che sono mostrati qui di seguito. La sola differenza è che durante il volo il carburante viene trasferito tra i serbatoi per mantenere l'equilibrio e l'assetto del velivolo in quanto non ha una coda come un aereo di linea subsonico che svolge questo compito. Anche per il volo supersonico il centro di gravità è critico e i pesi devono essere spostati per diverse velocità. Il carburante è utilizzato anche come dissipatore di calore per il raffreddamento, per il condizionamento e viene utilizzato anche dal motore come olio lubrificante.



Centro di gravità e trasferimento del combustibile

Come accennato poco sopra il centro di gravità sul Concorde è in una posizione critica. Sui tradizionali aerei subsonici le superfici di controllo delle ali e in coda spostano l'assetto del velivolo correttamente, ma sul Concorde questo sarebbe inaccettabile a causa dell'attrito che lascerebbe ben poco movimento per il controllo del velivolo. Il modo di agire sul centro di

ascensione del Concorde è quello di compensare spostando il peso di distribuzione, quindi il centro di gravità, col pompaggio di combustibile spostando l'assetto al posteriore e viceversa. I serbatoi d'assetto contengono circa 33 tonnellate di combustibile che può essere spostato (i principali serbatoi contengono 95 tonnellate). Prima di decollare e durante la fase di accelerazione da velocità di volo Mach 1 ad un eventuale Mach 2, il combustibile viene pompato verso la parte posteriore. Circa 20 tonnellate di combustibile vengono spostate nel processo e ne risulta un arretramento del baricentro di 6ft (2 metri).



Durante la decelerazione, il carburante è pompato in avanti poiché risulta necessario spostare il centro di gravità nuovamente per compensare lo spostamento del centro di ascensione. Una volta atterrati si ristabilisce correttamente l'equilibrio del velivolo. Il movimento di combustibile va ad incrementare le prestazioni del velivolo a basse velocità: con il peso arretrato durante il decollo e durante la fase di atterraggio gli alettoni possono essere spostati verso il basso per contrastare questa variazione di peso, in questo modo si aumenta l'ascensione a velocità più lenta. Un'altra caratteristica è la capacità di tutto il carburante di spostarsi tra i serbatoi 1 e 4. Questo permette all'aeromobile di curvare senza agire sugli alettoni che produrrebbero attrito e ridurrebbero le prestazioni. I trasferimenti di carburante sono effettuati manualmente dall'ingegnere di volo che possiede i comandi sul pannello di controllo. Il pannello consente all'ingegnere di programmare i trasferimenti da effettuare automaticamente e fermarsi quando i quantitativi di carburante sono stati spostati in maniera corretta.

5 MODELLIZZAZIONE ATMOSFERA

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, gradiente barico e termico.

Detto ciò 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;

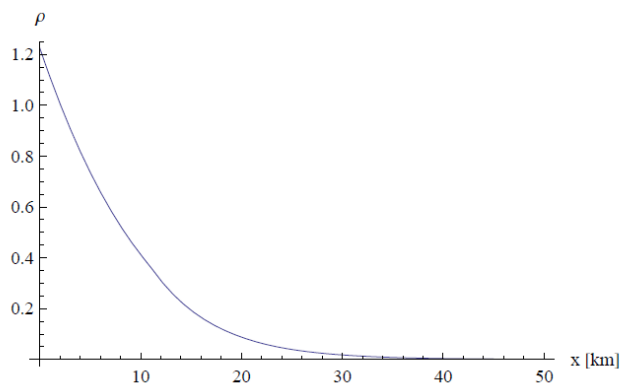
ISAATMOSPHERE[dato_, Hkm_] := Block[{Po, To, ggg, LLL, RRR, MMM, KK, Ppo, T11,
  TT, PP, DDD, Mache, KKRRR, mu, nu, Tref},
  (* Sotto gli 11 km *)
  Po = 101325; (* sea level standard pressure,Pa*)
  To = 288.15; (* sea level standard temperature,deg K*)
  ggg = 9.80665; (*gravitational constant,m/sec2*)
  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)
  );
];
```

```

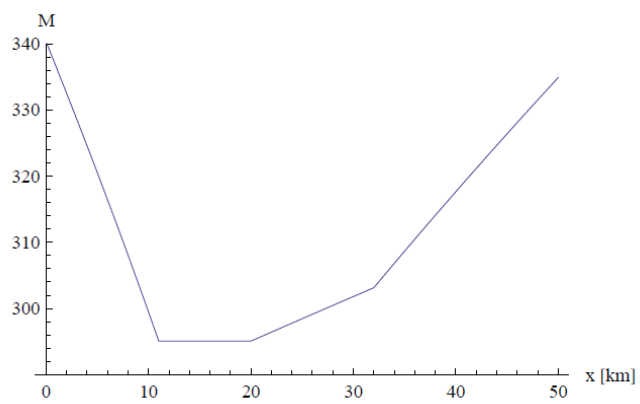
If[Hkm > 20 && Hkm ≤ 32, Tref = T11 + (Hkm - 20);
  TT = Tref; PP = 100 000 (0.05474 * (T11 / Tref) ^ KK);
  mu = 1.419 * 10 ^ -5;
  nu = nus *
    E ^ (
      ggg / (
        R * T11
      ) *
      (Hkm * 1000 - zs)
    );];
If[Hkm > 32 (*&& Hkm ≤ 47*), Tref = 228.65 + 2.8 * (Hkm - 32); TT = Tref;
  PP = 100 000 * 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];
ISAVISICOSITY[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[ISAVISICOSITY[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]

```

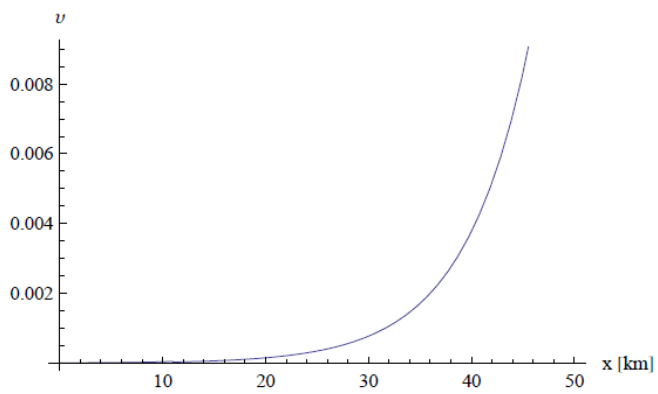

Andamento della densità con la quota



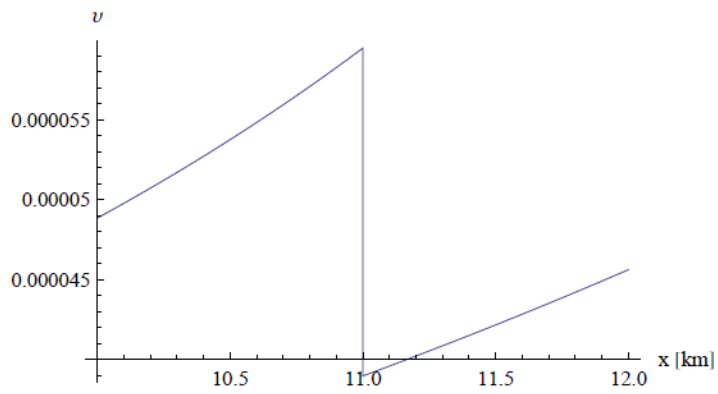
Andamento della velocità del suono con la quota



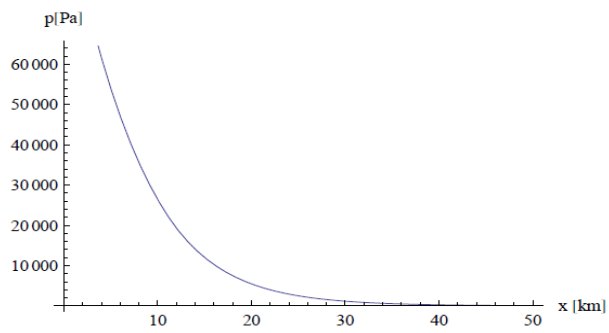
Andamento della viscosità cinematica con la quota



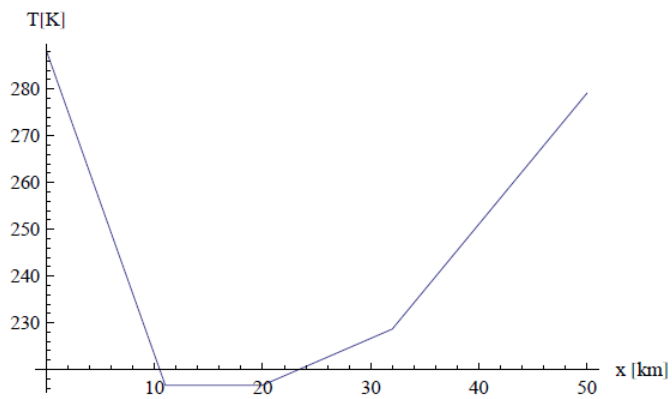
Andamento della viscosità cinematica con la quota (ingrandimento 10-12 Km)



Andamento della pressione con la quota



Andamento della temperatura con la quota

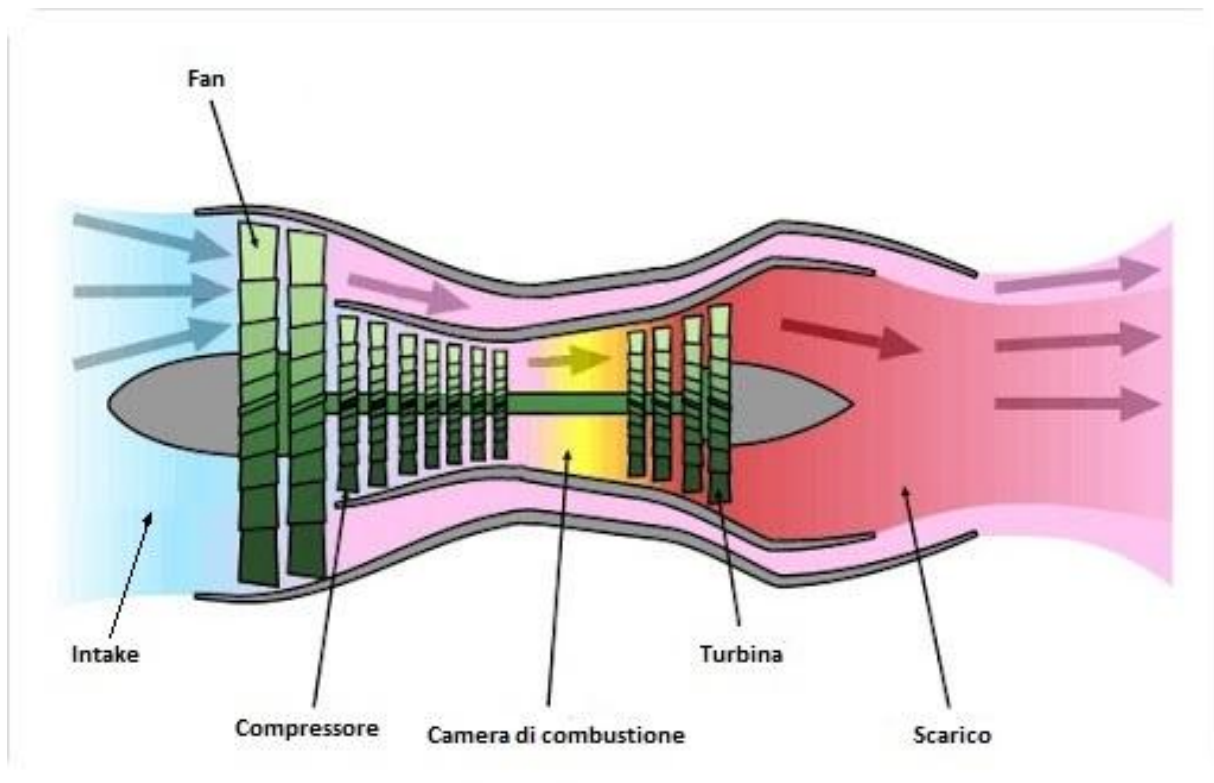


6 SISTEMA PROPULSIVO

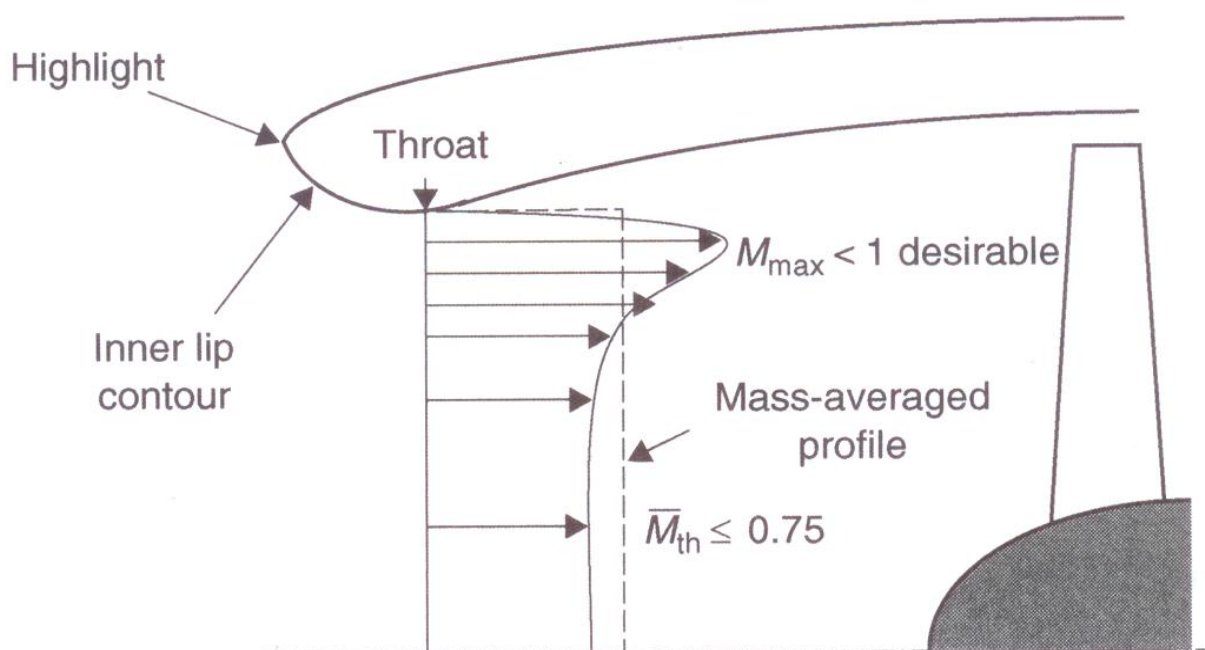
Il nostro sistema propulsivo è composto da:

- Presa d'aria (intake)
- Fan
- Compressore
- Camera di combustione
- Turbina
- Post bruciatori
- Ugello di scarico (Nozzle)

Rappresentazione schematica Turbofan



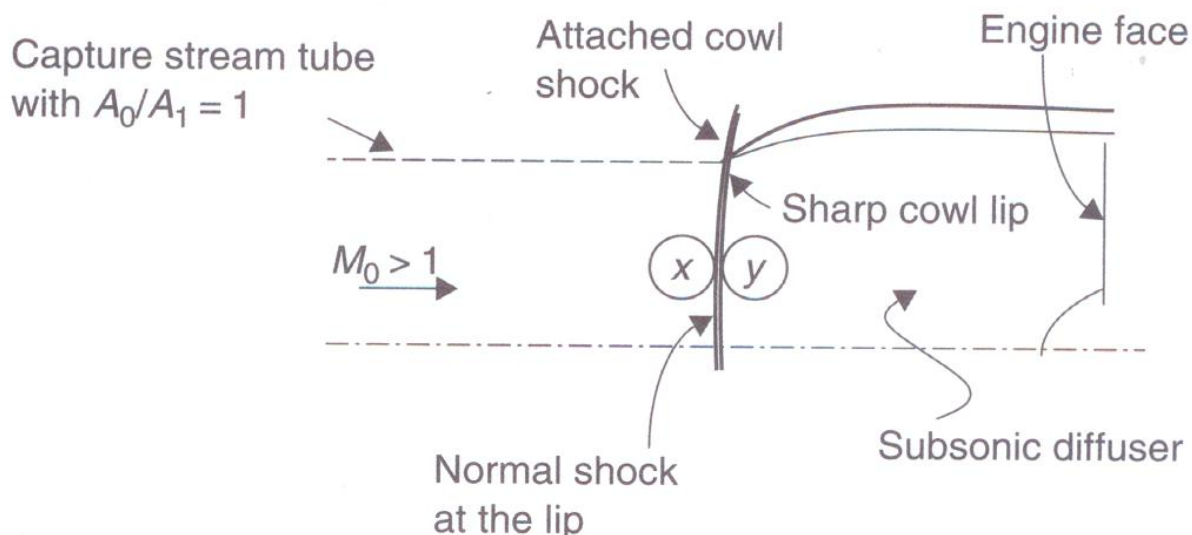
6.1 PRESA D'ARIA



$$\frac{A_{hl}}{A_{th}} = \frac{\bar{M}_{th}}{M_{hl}} \left\{ \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{hl}^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{th}^2} \right\}^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

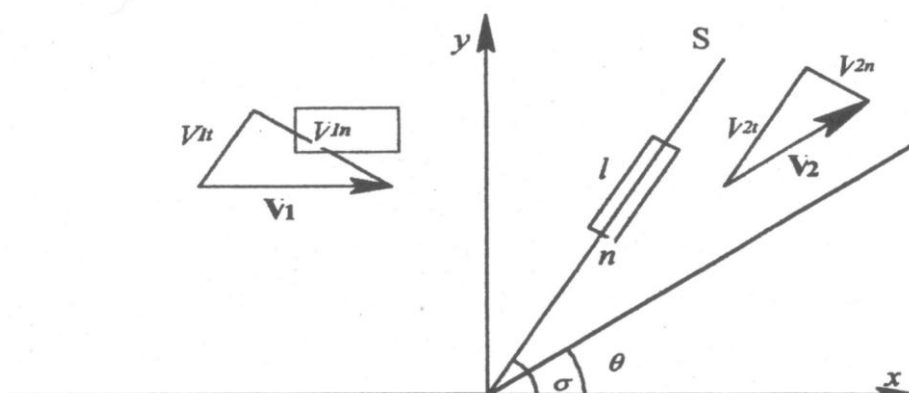
La presa d'aria riveste un ruolo fondamentale in un velivolo supersonico. La sua funzione è quella di gestire le onde di shock che si sviluppano dal passaggio del moto da supersonico a subsonico. Infatti nessun motore aeronautico (ad eccezione dello scramjet) può elaborare un flusso supersonico, di conseguenza tale flusso deve essere rallentato fino ad una velocità di circa Mach 0.75. Inoltre bisogna assolutamente impedire che le onde di shock si sviluppino nelle sezioni del fan e del compressore in quanto potrebbero danneggiarne la struttura e comprometterne la funzionalità. Tale rallentamento deve avvenire nella maniera più efficiente possibile con un rapporto tra le pressioni totali a valle e quella a monte il più alto possibile. Per far ciò si utilizza come termine comparativo il rapporto $\frac{P_{OL}}{P_0}$, che rappresenta il confronto fra la pressione di ristagno a monte ed a valle della nostra presa d'aria, cercando la soluzione 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.

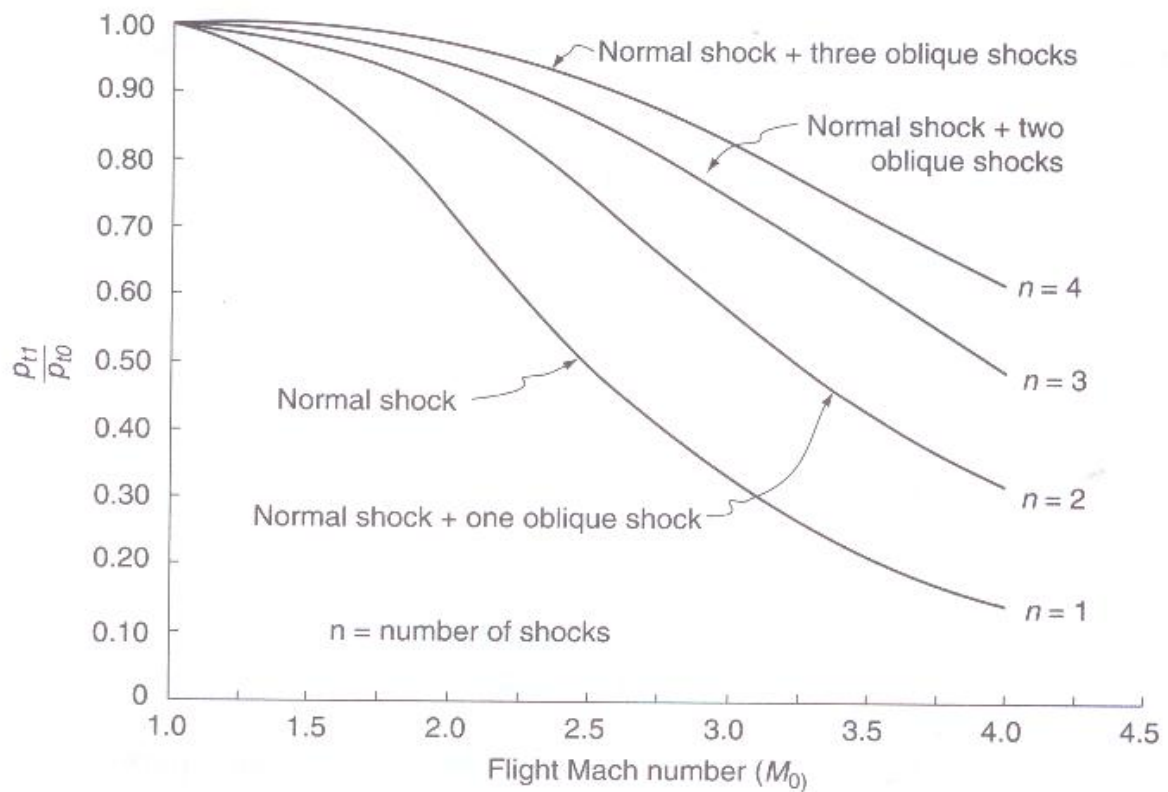


Questa differenza è dovuta alle caratteristiche delle onde d'urto, ovvero che se un flusso ne attraversa una può cambiare solo la componente della velocità ortogonale all'onda stessa, mentre l'eventuale componente tangenziale deve rimanere inalterata. Nell'onda di shock normale ovviamente non vi è componente di velocità tangenziale, il che spiega quanto precedentemente detto; nell'onda di shock obliqua, invece, la componente tangenziale è presente e rimane inalterata.

Quindi, a parità velocità iniziale, nello shock debole la componente ortogonale si attenua, mentre la componente tangenziale, combinandosi con la nuova componente ortogonale 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 d'urto normale. Inoltre gli stessi studi hanno portato alla luce che il rendimento di compressione aumenta all'aumentare del numero delle onde oblique.

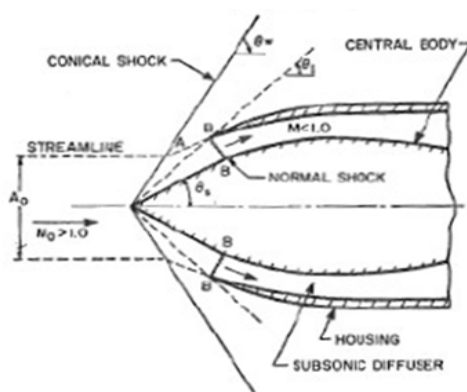


Nel nostro caso si è deciso di attuare la compressione attraverso due onde deboli ed una forte. La nostra scelta è dipesa anche dalla problematica causata dall'utilizzo di un elevato numero di onde oblique che proporzionalmente avrebbe causato un aumento del peso e della complessità strutturale della presa d'aria.

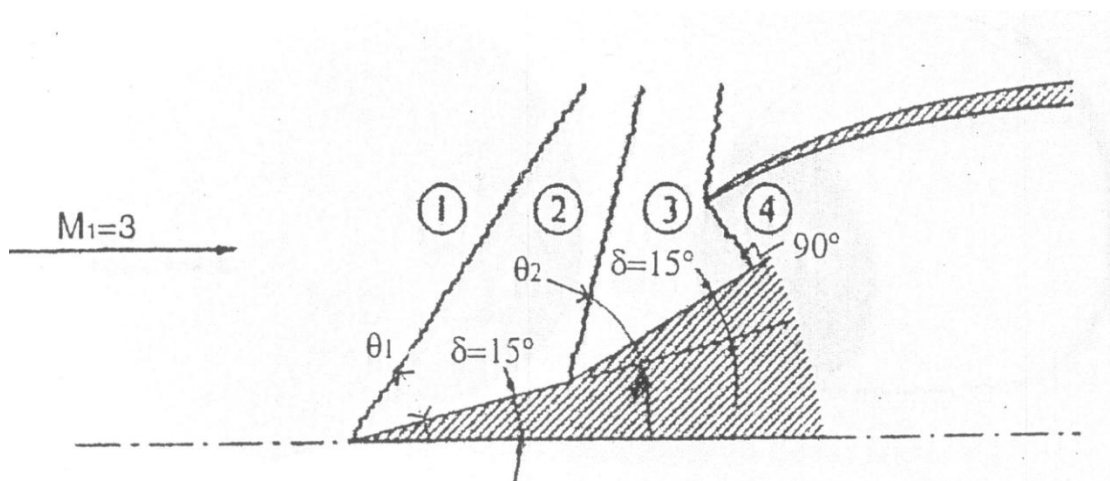
Inoltre possiamo distinguere le prese d'aria in due tipi:

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

Presca d'aria con cono centrale



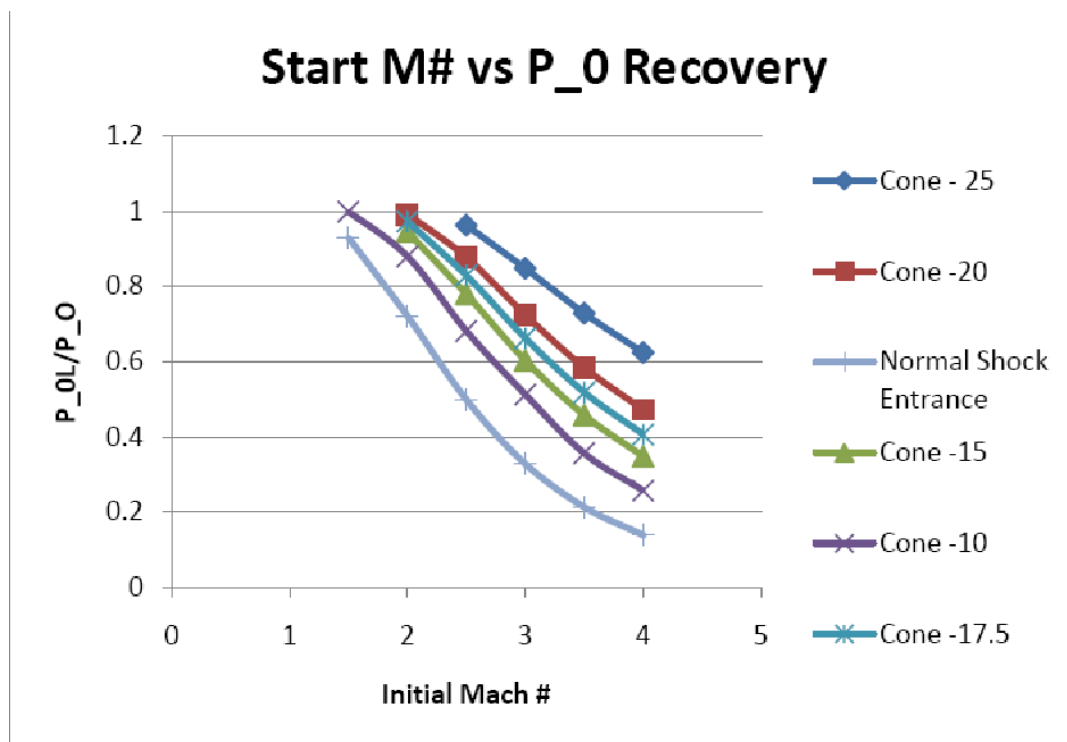
In questa configurazione, quando l'aria incontra la punta del cono, genera la prima onda di shock debole che può rimanere attaccata al corpo nell'eventualità di un cono sufficientemente appuntito. Quando raggiunge la sezione di ingresso nel motore, si forma una seconda onda, di forte intensità, tra il bordo della presa d'aria e la superficie del cono, ortogonale ad essa ed 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 sottostante.



Questo è il motivo per cui non si possono ottenere più di due onde oblique con una soluzione di questo tipo, 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, può provocare il distacco dell'onda d'urto forte causando un forte incremento di resistenza; inoltre, questa tipologia di presa, data la ridotta area della sezione di ingresso è poco efficiente a velocità subsonica.

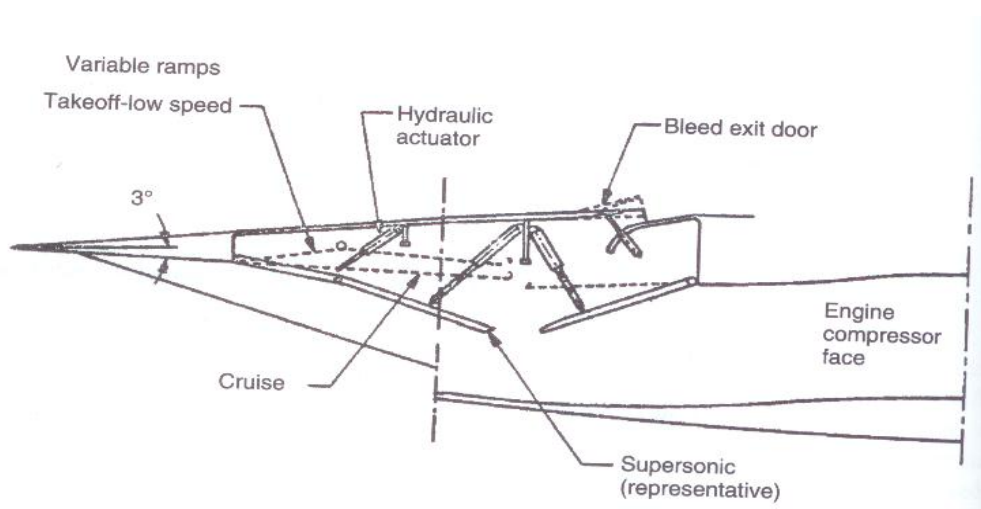
Questo ha portato alla necessità di poter muovere longitudinalmente il cono, così da poter variare la sezione di ingresso, al prezzo di maggior peso e complessità del componente.

Si riporta in 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 con il sistema di onde d'urto ortogonali.



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

Presenza d'aria con pareti mobili



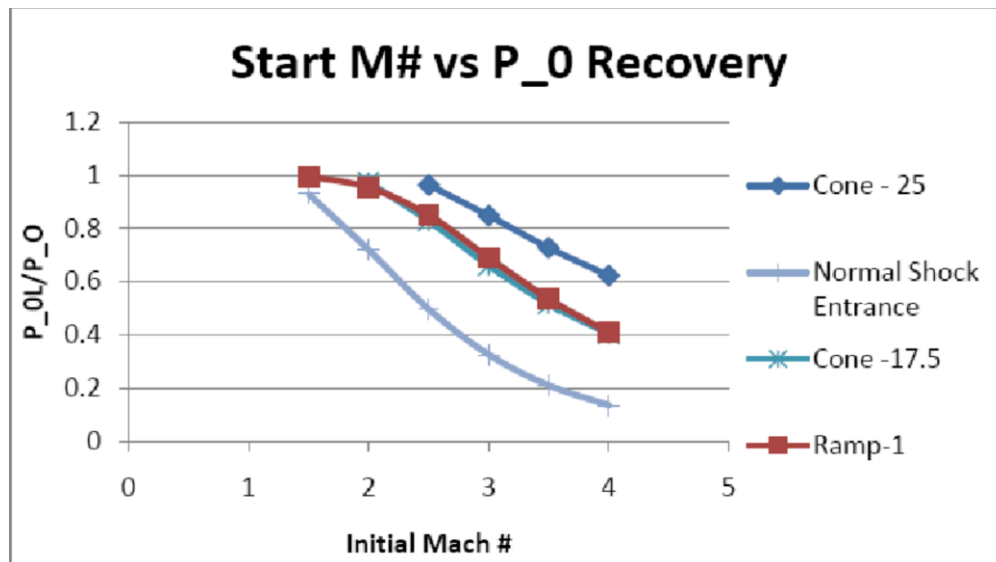
Questa soluzione con pareti mobili, a differenza della precedente, elabora il flusso su superfici piane e non coniche. La prima onda d'urto obliqua si forma sullo spigolo del bordo superiore e, continuando a scorrere sulla superficie delle paratie, si formano altre onde oblique ed, infine, all'imbocco della presa d'aria, un'onda d'urto normale. La paratie vengono mosse da pistoni idraulici che permettono di cambiare la loro direzione ottenendo le onde d'urto dell'intensità cercata, mentre in fase di decollo vengono sollevate completamente in maniera da elaborare la maggior quantità d'aria possibile. Questa soluzione permette di generare e controllare un maggior numero di onde di shock ottenendo, così, anche un maggior rendimento. Tuttavia è emerso da studi nel settore che questa architettura mal si presta ad elevate velocità. Il sistema presenta il suo picco di rendimento intorno a Mach 2, come si evince dalla tabella sottostante.

Velocità iniziale fluido M1	Velocità finale fluido Mf	Pressione di recupero POR	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 della pressione di recupero. Non ci resta quindi che eseguire un confronto fra le due soluzioni e scegliere quella più opportuna e che più si adatti al tipo di velivolo da noi scelto.

La nostra scelta

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



Si può osservare come i sistemi a rampa ed a cono con semiapertura di 17.5 ° diano risultati molto simili, anche se un'analisi più accurata dimostra come la velocità finale del flusso M_F presenti valori più vicini ai desiderati nel sistema a rampa. Questi sistemi sono gli unici che garantiscono anche un'ottima modellazione; essi tuttavia presentano un basso rendimento (pressione di recupero) ad alti numeri di Mach. Per Mach > 2.5, risulta invece vincente la configurazione a cono con apertura di 25° anche se, come si è visto, sotto tale velocità il suo comportamento è assimilabile a quello del "worse case scenario".

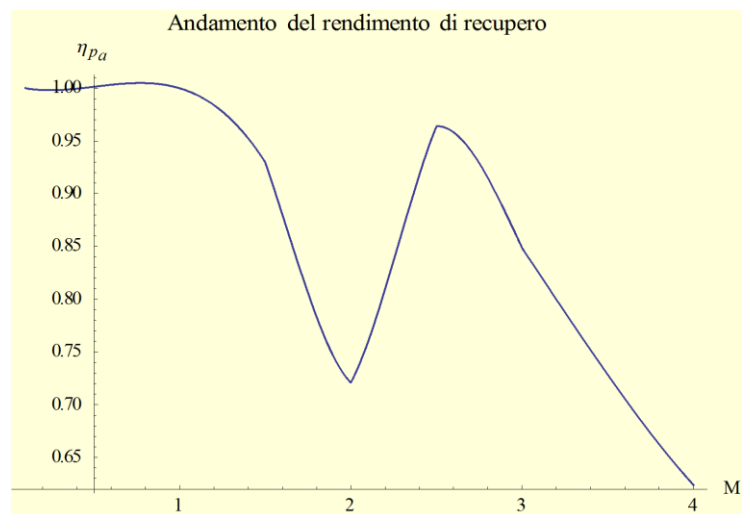
Date le premesse del nostro caso e lo scopo della trattazione (l'obiettivo è quello di superare velocità Mach 3), si opta per la scelta del sistema di recupero a cono mobile con semi-angolo di apertura di 25° come valore di primo tentativo. Nel caso tale velocità non risultasse raggiungibile per mancanza di spinta o risultati non fossero soddisfacenti, si potrà optare per un'altra configurazione e rielaborare il tutto con il nuovo 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 onde d'urto normali come sintetizzato nella tabella seguente (valori a destra).

	Cono mobile semi-angolo apertura 25°		Normal shock entrance	
Velocità iniziale fluido M1	Velocità finale fluido Mf	Pressione di recupero POR	Velocità finale fluido Mf	Pressione di recupero POR
1			1	1
1.5			0,70109	0,92979
2			0,57735	0,72087
2.5	0,74829	0,96304	0,51299	0,49901
3	0,63613	0,84849	0,47519	0,32834
3.5	0,5801	0,7823	0,45115	0,21295
4	0,54584	0,624	0,43496	0,13876

```

pointsPressureRecovery = {{0.1, 1}, {1, 1}, {1.5, 0.92979}, {2, 0.72087},
{2.5, 0.96394}, {3, 0.84849}, {3.5, 0.7283}, {4, 0.624}};
intakePressureRecovery = Interpolation[pointsPressureRecovery];
Plot[intakePressureRecovery[x], {x, 0.1, 4}, AxesLabel -> {"M", " $\eta_{Pa}$ "},
PlotLabel -> "Andamento del rendimento di recupero", Background -> LightYellow]

```



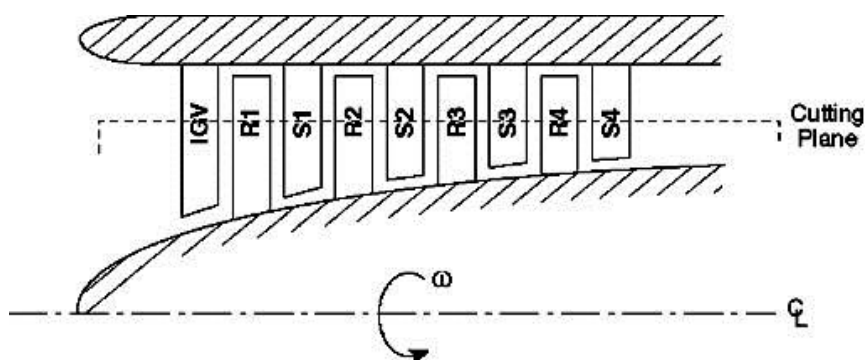
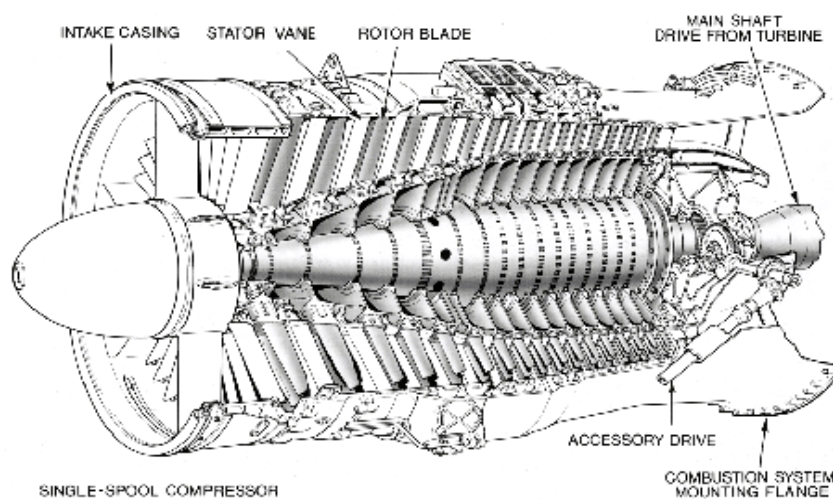
6.2 FAN



Il Fan è una ventola intubata di grandi dimensioni collocata nella parte anteriore del motore che va a separare il flusso in entrata in due parti: una parte che chiameremo aria calda attraversa in successione prima il compressore, la camera di combustione e la turbina; la seconda chiamata aria fredda (o di bypass) che passa attraverso la ventola e viene diretta nel condotto di bypass per poi essere espulsa attraverso un ugello. Il rapporto fra queste due grandezze, chiamato *BPR* (Bypass Ratio) o Rapporto di diluizione, è un parametro progettuale fondamentale per i turboreattori a doppio flusso. Nei motori ad alto rapporto di diluizione, la gran parte della spinta è generata dalla ventola piuttosto che dall'espansione dei gas di combustione nell'ugello di scarico. Questi motori sono caratterizzati da bassi consumi specifici e bassa rumorosità e sono generalmente impiegati sugli aerei da trasporto commerciale. I motori a basso BPR, più simili ad un turbogetto semplice, sono invece preferiti per applicazioni in cui è richiesta un'elevata velocità di volo (regime supersonico) ed un elevato rapporto spinta/peso.

6.3 COMPRESSORE

La compressione di un aeriforme può essere effettuata utilizzando due diverse 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.



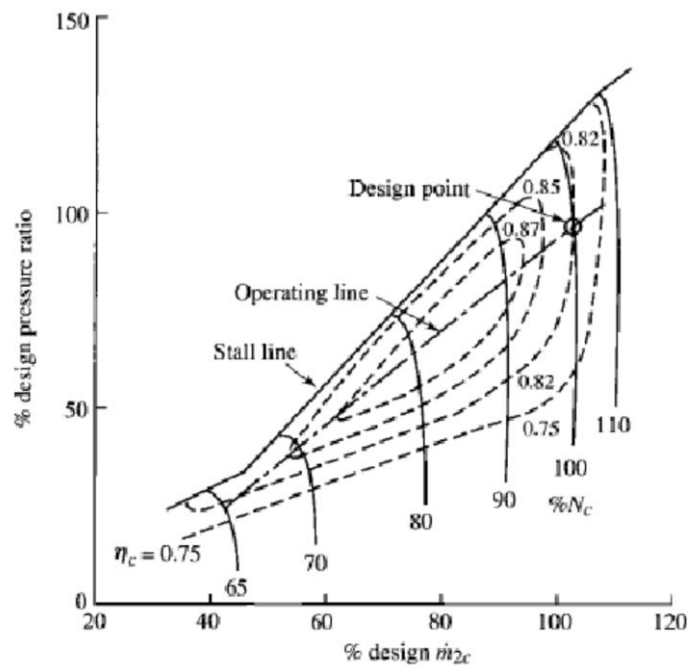
Limitatamente alla tipologia dei turbocompressori, i vantaggi e gli svantaggi principali dei due assetti, centrifugo e assiale, risultano:

- 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 aderenze.
- 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 riportano, al variare del numero di giri, il rapporto di compressione ed il rendimento adiabatico al variare della portata.



Le curve del diagramma sovrastante sono confinate tra la linea del "surge" a sinistra e la linea del "choking" a destra (in figura non compare). Ad ogni numero di giri, la portata viene variata tra due limiti, uno inferiore (surge limiti) 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 ripercuotono sull'intera macchina con possibilità di inversione del flusso. Il fenomeno dello stallo in un compressore a velocità di rotazione costante, si manifesta per una riduzione della portata volumetrica con conseguente

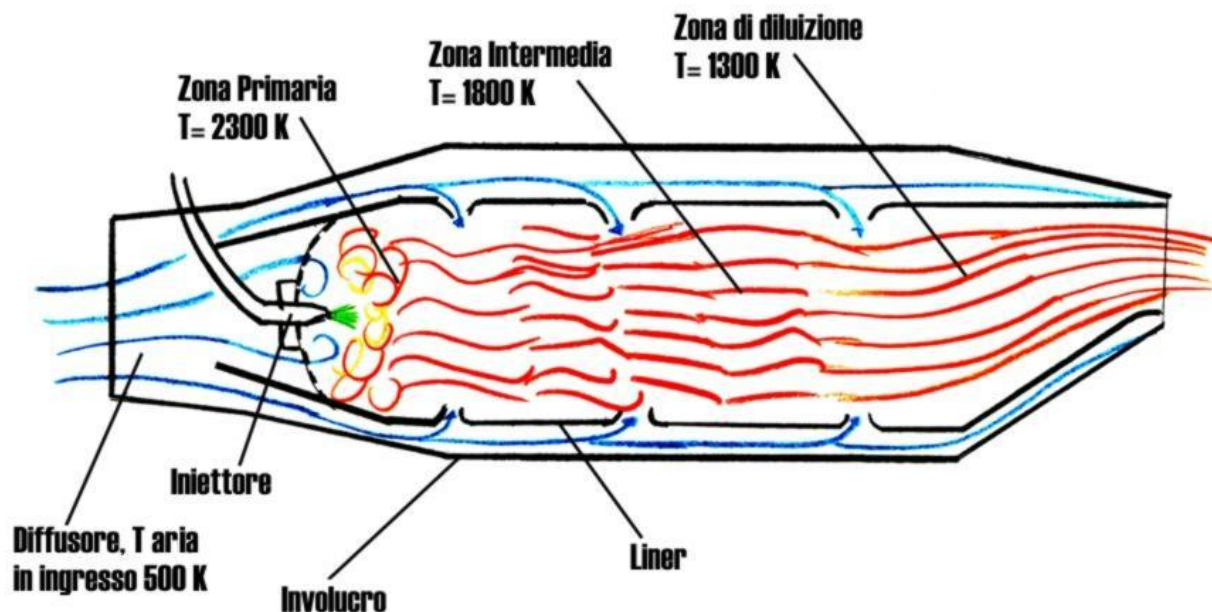
aumento dell'incidenza rispetto a quello di progetto tale da provocare il distacco della vena fluida dal dorso delle pale. Raramente lo stallo di una schiera di un compressore è stabile ed uniforme su tutta la corona di pale ma, più spesso si sposta da pala a pala provocando onde di stallo. La presenza di uno stallo limitato a una o due schiere e non interessante tutte le pale non impedisce il funzionamento del compressore, provocando però un calo delle prestazioni e inducendo pulsazioni periodiche a elevata frequenza. Il funzionamento diventa, invece, decisamente più instabile quando la diminuzione di portata è tale da provocare lo stallo dell'intera girante. La depressione che si determina in questo modo a valle richiama portata dal compressore finché la pressione di mandata non è di nuovo in risalita, innescando un processo ciclico, detto *pompaggio (surge)*, cui sono associate violente oscillazioni che possono danneggiare gravemente la macchina. Verso destra nel grafico si raggiunge un limite alla portata per ogni numero di giri (*choking*). Infatti quando la portata assume valori particolarmente elevati, si possono raggiungere in qualche sezione velocità pari a quello del suono, con manifestazione di due effetti distinti: impossibilità che la portata possa aumentare ulteriormente e formazione di onde d'urto con rapido aumento delle dissipazioni viscosse e conseguente caduta di rendimento. In tali condizioni il compressore si dice in condizioni di blocco sonico. La linea centrale nel grafico rappresenta il luogo dei punti di efficienza massima e lungo di essa si trovano i punti di funzionamento del progetto. Ricorrendo all'analisi dimensionale si può ridurre il numero delle variabili da considerare e convenzionalmente questo viene ottenuto esprimendo il rapporto di compressione ed il rendimento in funzione della "portata corretta \dot{m}_c " e del "numero di giri corretto N_c ".

$$\text{Dove } \dot{m}_a = \dot{m} \frac{\sqrt{T_{01}}}{P_{01}}; \quad N_a = \frac{N}{\sqrt{T_{01}}}.$$

6.4 CAMERA DI COMBUSTIONE

Nei turbogas o nei motori a getto lo scambio termico con la sorgente ad alta temperatura sia in realtà rappresentato da una reazione di combustione tra l'aria compressa ed il combustibile. Questo può essere gassoso (gas naturale) che liquido (kerosene) e viene iniettato in pressione nella camera di combustione. Bisogna inoltre tener conto che oltre le perdite di carico, si prendono in considerazione anche piccole perdite di massa e di calore (radiazione) verso l'esterno, che possono essere dell'ordine del 1%. Allo scopo di contenere la temperatura dei gas combusti entro i limiti tecnologici, le turbine a gas bruciano combustibile con un elevato eccesso d'aria, con α , che rappresenta il rapporto fra la quantità di aria e la quantità di combustibile; che supera i 40 e può arrivare anche ai 50. Va precisato che una miscela tende ad infiammarsi solo se

il suo α è compreso nell'intervallo: $0.8 < \alpha/\alpha_{st} < 2$. Poiché, come precedentemente detto, i valori tipici di queste motorizzazioni superano questo valore, la camera di combustione viene organizzata in maniera da dividere il flusso d'aria, così come mostrato nella figura che segue.



Si identificano diverse zone:

- Una zona primaria in cui viene fatta confluire solo una frazione della portata d'aria (20%), dove avviene la combustione con eccessi d'aria non superiori al limite di infiammabilità
- Una zona secondaria che, lambendo la zona primaria, viene utilizzata per far fluire la parte restante d'aria (utilizzata anche per raffreddare le pareti della camera di combustione, circa 20%)
- Una zona di diluizione dove viene immessa un altro 20% di aria per il controllo della distribuzione della temperatura della camera di combustione e serve a non surriscaldare o scaldare non uniformemente la palettatura della turbina
- Il restante 40% del flusso si dice aria di raffreddamento delle pareti, affinché il combustore non raggiunga temperature critiche o peggio di fusione.

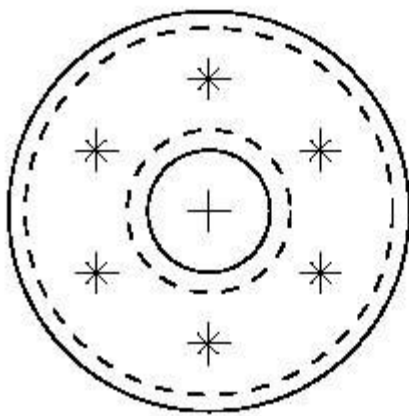
Con una geometria di questo tipo è possibile, da un lato far avvenire la combustione, dall'altro controllare le temperature mantenendole sufficientemente basse da non danneggiare i materiali di cui è composto il combustore.

Affinché la fiamma sia stabilizzata nel flusso, occorre che la velocità dell'aria intorno ad essa sia la più bassa possibile (valori minori di 20 m/s) e questo avviene attraverso l'utilizzo di corpi con scarse proprietà aerodinamiche che creano un ricircolo nella zona da stabilizzare.

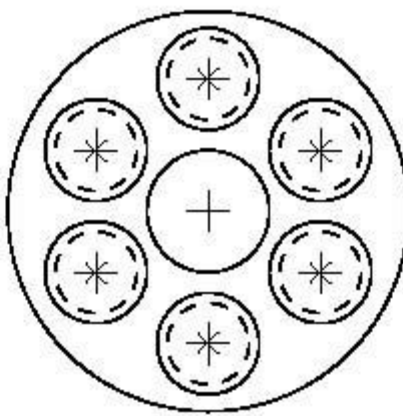
Il combustibile viene spruzzato dagli iniettori che provvedono a nebulizzarlo per miscelarlo il più possibile e garantire quindi una combustione il più possibile completa. Inoltre nella camera sono anche presenti degli “accenditori” che, come il loro nome specifica, servono ad accendere la miscela oppure a riaccenderla nel caso si spenga.

La camera di combustione può essere di più tipi, tra i quali i principali sono:

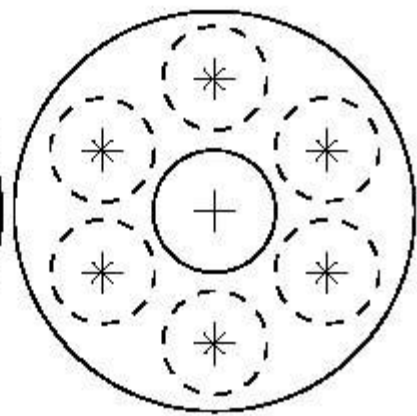
- Anulare
- Tubolare
- Tuboanulare (Mista)
- Contrapposte



(a) Anulare

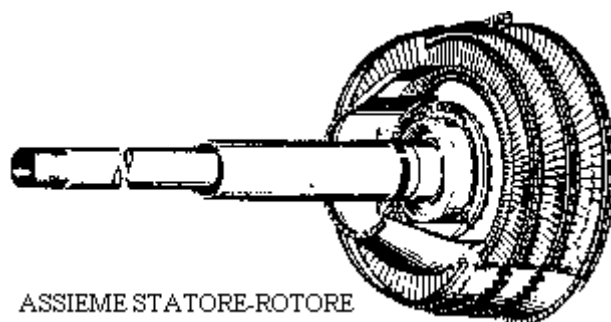


(b) Tubolare



(c) Mista

6.5 TURBINA



Nel motore a getto la turbina ha la funzione di utilizzare parte dell'energia posseduta dai gas provenienti dalla camera di combustione. Ciò avviene mediante l'espansione dei gas, con conseguente calo di pressione e temperatura attraverso la cessione dell'energia meccanica necessaria alla rotazione del compressore (e del Fan) ed al funzionamento degli accessori trascinati dal motore. La turbina immersa in un flusso assiale è composta basicamente da un gruppo rotante ed uno statorico. Lo statore è costituito da una o più serie di palette fisse, il cui profilo crea degli ugelli, che convogliano i gas verso le palette rotoriche. Le palette statori che sono denominate "NGV" ed il loro disegno riveste grande importanza nell'efficienza del gruppo turbofan. La serie di palette statori che stabilisce, per ciascun stadio della turbina, l'area totale di passaggio dei gas ed influenza pertanto il flusso attraverso il motore. Ove l'area totale di passaggio fosse troppo grande, si avrebbe un basso rendimento della turbina, viceversa, un'area di passaggio troppo piccola determinerebbe una strozzatura del flusso, con conseguente tendenza a fenomeni di stallo, specie ad alte potenze ed alle rapide variazioni di giri. Il getto dei gas caldi, 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. Nei moderni moto a getto, aventi alti rapporti di compressione, e soprattutto nei turbofan ad elevato rapporto di by-pass la tendenza dei costruttori è di aumentare il numero degli stadi costituenti la turbina al fine di assorbire la massima quantità d'energia possibile per muovere il fan.

Come già detto, la turbina è l'organo del motore che ha il compito di sfruttare gran parte dell'energia fornita dal carburante per muovere il compressore e quindi il motore stesso, quindi il suo rendimento assume una discreta rilevanza. Uno degli elementi che influenza maggiormente il

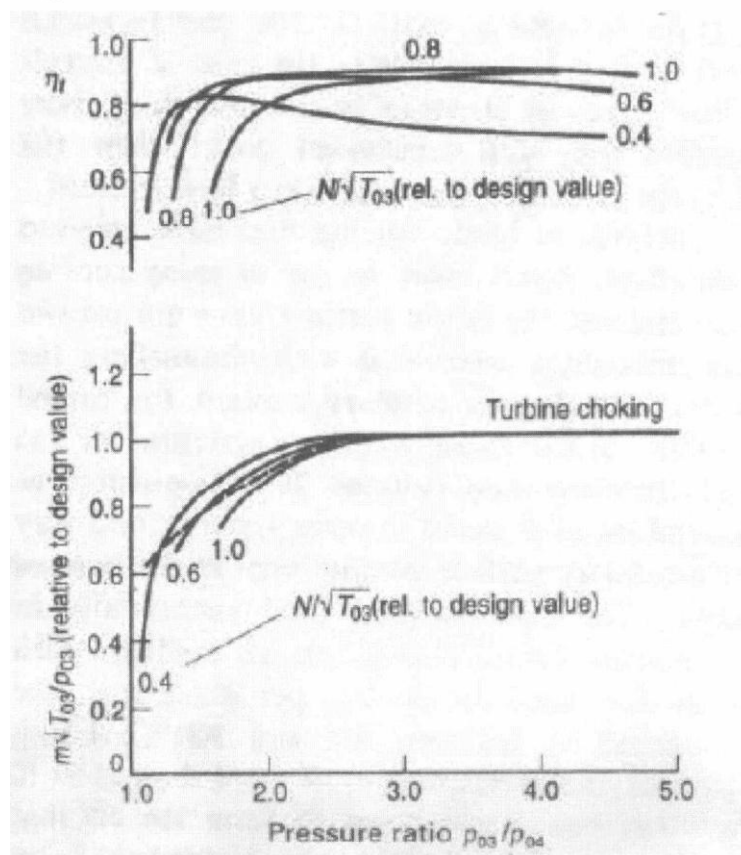
rendimento della turbina è la velocità media di rotazione delle palette. Ciò avviene in quanto la caduta di pressione dei gas attraverso la turbina è proporzionale al quadrato della velocità delle palette. Quindi a maggiori velocità di rotazione corrispondono minori perdite in turbina. D'altra parte la maggior velocità di rotazione provoca anche uno sproporzionato aumento delle sollecitazioni che agiscono sul disco turbina, con conseguente necessità di aumentarne grandemente la sezione e conseguentemente il peso.

Le turbine vengono classificate in tre tipi:

- Turbina ad azione
- Turbina a reazione
- Turbina ad azione e reazione (miste)

Turbine che assorbono prevalentemente energia di velocità (cinetica) vengono definite ad azione invece turbine che assorbono prevalentemente energia di pressione vengono denominate a reazione. Le turbine installate nei motori sono normalmente miste, di tipo azione e reazione. Le palette rotoriche, vengono sottoposte sia ad un effetto d'azione nella sezione d'entrata e, successivamente, di reazione nella sezione d'uscita. Per ottimizzare il rendimento della turbina le palette presentano un graduale angolo di svergolamento in modo da trasformare il profilo gradatamente da uno prossimo ad azione pura alla radice, fino ad uno prossimo alla reazione pura all'estremità. Le turbine aeronautiche sono soggette ad alta velocità ed elevate temperature di funzionamento. La prima condizione causa elevate forze centrifughe, la seconda richiede che le turbina debba operare entro i limiti di temperatura sopportabili dai materiali, che ove venissero superati ne ridurrebbero drasticamente le caratteristiche di resistenza. La parte termicamente più sollecitata di una turbina è senza alcun dubbio il primo stadio dello statore poiché prossimo all'uscita della camera di combustione. Per aumentare la resistenza della turbina e/o le temperature di lavoro, oltre a rivestire le palette con riporti di materiali molto resistenti, cementati o ceramici, si utilizza un sofisticato sistema di raffreddamento attraverso il convogliamento d'aria, prelevata a valle del compressore, ed inviata nelle palette sia statori che sia rotoriche. L'aria opportunamente convogliata viene inviata in una sorta di passaggi a labirinto ricavati all'interno delle palette e quindi scaricata da una serie di finissimi fori ubicati sui bordi d'entrata ed uscita e sul ventre e dorso.

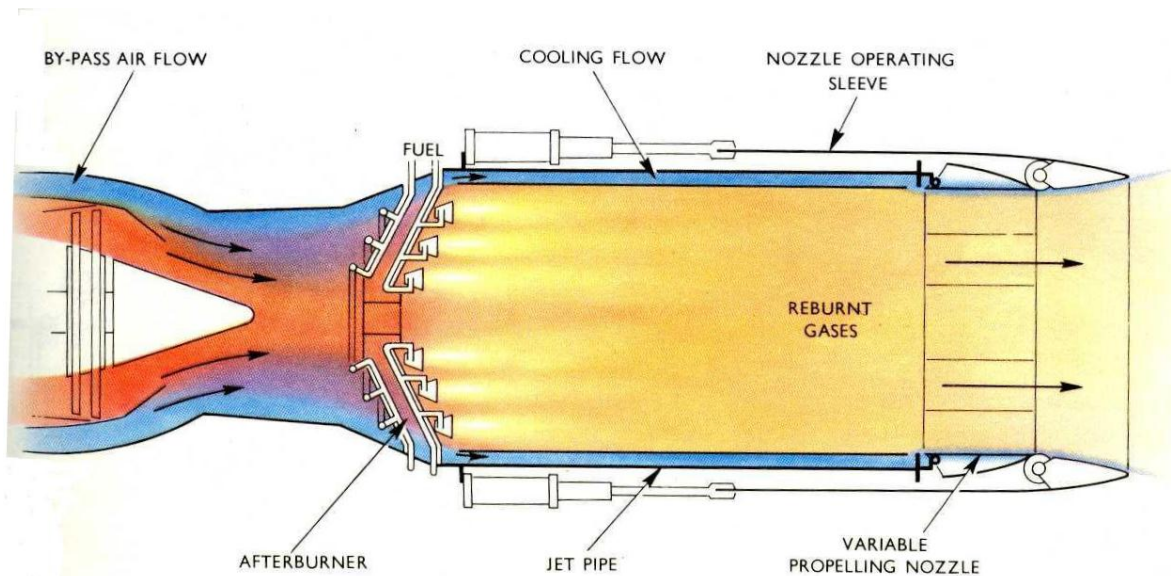
Normalmente solo il primo ed il secondo stadio presentano tale sistema mentre sui successivi è normalmente inesistente poiché le temperature sono notevolmente abbassate in seguito all'espansione sugli stadi precedenti.



6.6 POSTBRUCIATORI

La postcombustione (afterburning o reheat) è un metodo utilizzato per aumentare la spinta di un motore e per migliorare le prestazioni di un aeroplano nelle fasi di decollo e/o salita. La postcombustione rappresenta il miglior sistema per aumentare la spinta per brevi periodi di tempo.

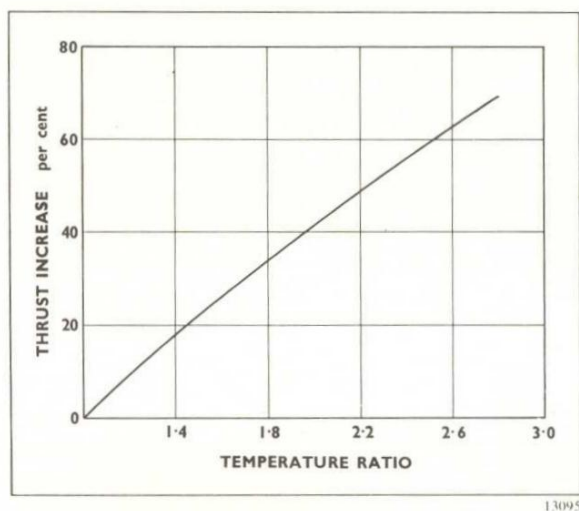
Questo metodo consiste nell'introduzione e nella combustione di carburante nella zona del motore compresa fra la turbina e l'ugello di scarico, utilizzando l'ossigeno residuo contenuto nei gas di scarico come illustrato sotto.



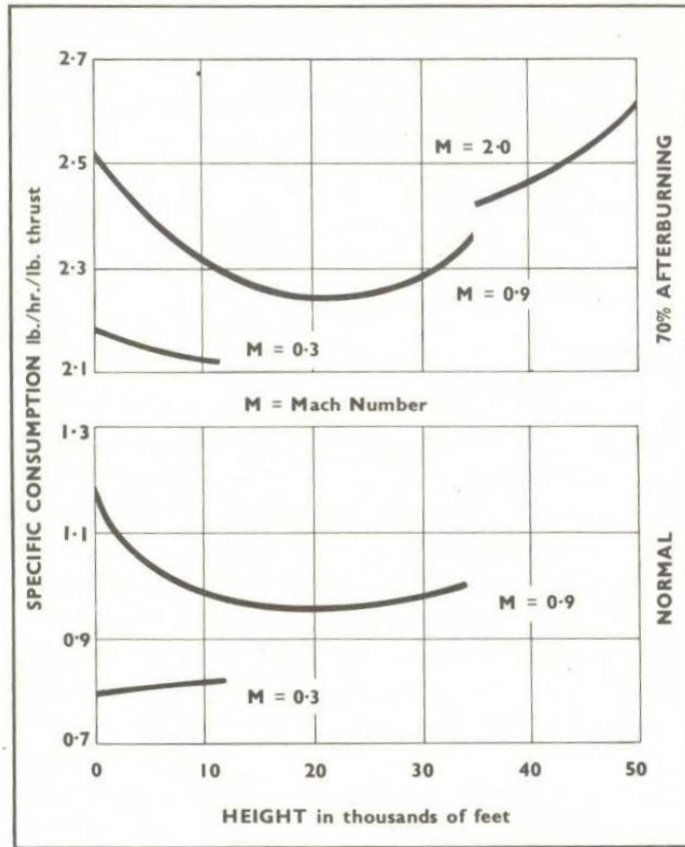
Il risultante incremento di temperatura dei gas di scarico fornisce una più elevata velocità del getto uscente dall'ugello propulsivo e di conseguenza aumenta la spinta del motore. Siccome la temperatura della fiamma di postcombustione può essere superiore ai 1800°C, i bruciatori sono sistemati in maniera tale che la fiamma sia concentrata attorno all'asse del tubo del getto. Questo consente ad una porzione del gas di scarico della turbina di correre lungo la parete del tubo di scarico del getto e di mantenere così la temperatura della superficie del tubo entro un valore di sicurezza. Allo scopo di ottenere una velocità ridotta del flusso di gas, la sezione di un tubo del getto con postbruciatore è più ampia di quanto sarebbe quella di un tubo del getto normale per lo stesso tipo di motore. Per consentire il funzionamento in tutte le condizioni, un tubo del getto con postbruciatore è fornito di un ugello di scarico regolabile in due posizioni o a sezione variabile. L'ugello rimane in posizione più chiusa durante il funzionamento normale, ma nel momento in cui viene inserito il postbruciatore, la temperatura dei gas aumenta e l'ugello si apre per fornire una sezione di scarico adeguata al risultante aumento di volume del flusso dei gas. Nei motori a diluizione, la postcombustione è ottenuta miscelando il flusso di by-pass con quello proveniente dalla turbina, prima che il sistema di stabilizzazione e di iniezione del combustibile venga raggiunto, in maniera tale da permettere che la combustione avvenga nel flusso di scarico miscelato.

Il flusso dei gas proveniente dalla turbina del motore entra nel tubo del getto ad una velocità molto elevata, velocità è di gran lunga superiore a quella necessaria per mantenere la stabilità della fiamma, il flusso attraversa un diffusore prima che giunga alla zona di postcombustione. Poiché la velocità per ottenere una combustione del cherosene a normali rapporti di miscelazione è solo di pochi metri al secondo, qualunque parte di combustione incendiata in quel flusso d'aria diffusa, sarebbe immediatamente spento. Per questa ragione e per poter ottenere

una zona in cui si formino vortici, viene installata a valle dei bruciatori una sorta di stabilizzatore di fiamma allo scopo di facilitare la combustione; in questa fase la velocità locale dei gas viene ulteriormente ridotta a valori tali da mantenere una stabilizzazione della fiamma mentre la combustione è in atto. Nel tubo del getto viene spruzzato un getto vaporizzato di combustibile per mezzo di un certo numero di bruciatori che sono disposti in modo da distribuire uniformemente il combustibile nella zona in cui è ubicata la fiamma. L'aumento della spinta dato dalla postcombustione dipende unicamente dal rapporto tra le temperature assolute nel tubo del getto prima e dopo la combustione del combustibile supplementare. Per esempio, trascurando le piccole perdite dovute ai dispositivi per la combustione e le variazioni di quantità di moto del flusso del gas l'incremento di spinta statica che dipende dall'incremento di velocità è di circa il 30%. I motori a diluizione (turbofan) dotati di equipaggiamento per la combustione possono fornire incrementi di spinta fino al 70% e questo incremento può essere ottenuto più volte ad elevate velocità di traslazione. Non è comunque possibile incrementare sempre più la quantità di combustibile bruciata nel tubo del getto fino ad utilizzare tutto l'ossigeno disponibile, perché il tubo del getto non potrebbe sopportare le elevate temperature che verrebbero originate.

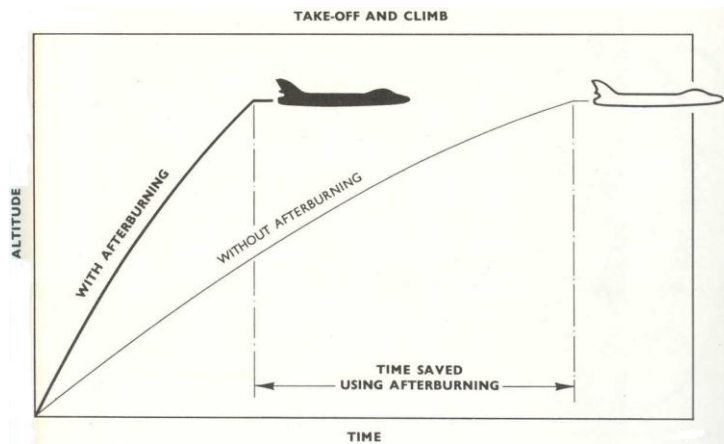


La postcombustione comporta sempre un aumento del consumo specifico di carburante ed è soprattutto per questa ragione che generalmente si limita l'uso per periodi di breve durata. Per ottenere il rapporto di temperature richiesto al flusso del gas di scarico bisogna aggiungere altro combustibile. Siccome l'aumento di temperatura non avviene in corrispondenza di un picco di compressione, il combustibile non viene bruciato efficientemente come nella camera di combustione del motore; da ciò deriva un consumo specifico più elevato.



21122

Quando questo consumo addizionale di combustibile viene combinato con le migliori prestazioni al decollo e all'atterraggio, si riscontra che la quantità di combustibile richiesta per ridurre il tempo necessario per raggiungere la quota operativa non è così eccessiva.



6.7 UGELLO

L'ugello è il componente dei motori a getto nel quale si ha la trasformazione di energia termica in energia cinetica al fine di produrre la spinta mediante l'espulsione di fluido propulsivo ad alta velocità. Tale trasformazione avviene attraverso un processo di espansione, per cui la trasformazione di cui sopra risulta controllata dalla pressione. Si utilizzano differenti tipi di ugello a seconda delle applicazioni. In particolare, nelle applicazioni aeronautiche, l'ugello è posizionato a valle della turbina, ed il suo ruolo, pur rimanendo qualitativamente lo stesso, risulta quantitativamente diverso a secondo che il motore sia uno statoreattore, un turbogetto, un turbofan o un turboelica. Andiamo ad approfondire il discorso sugli ugelli convergenti-divergenti in quanto la nostra intenzione è quella di espellere il nostro flusso in un regime supersonico. Infatti quando il rapporto tra la pressione ambiente e la pressione totale all'uscita della turbina è minore di un certo valore, risulta conveniente utilizzare un ugello convergente-divergente per poter sfruttare completamente il salto entalpico disponibile. Se il flusso nella sezione di gola, al termine della parte convergente dell'ugello, risulta critico ($M=1$), Per poter continuare l'espansione è necessario ricorrere ad un'ulteriore porzione di ugello, questa volta con pareti divergenti (per un flusso supersonico la velocità aumenta se l'area della sezione cresce). Quindi per accelerare il flusso a velocità supersoniche occorre un condotto convergente-divergente, il cosiddetto *ugello de Laval*. Osserviamo innanzitutto che se la pressione ambiente p_a è uguale alla pressione totale, quindi alla pressione a monte dell'ugello (ove le velocità sono ancora basse, per cui la pressione statica quasi coincide con quella totale), non sussistendo una differenza di pressione attraverso l'ugello, evidentemente non c'è flusso. Per valori di p_a poco inferiori a p_o , il flusso è subsonico lungo tutto l'ugello: la velocità va aumentando nella parte convergente dell'ugello, raggiunge un massimo (subsonico) in gola, e poi diminuisce nuovamente nel divergente (essendo appunto il flusso ancora subsonico). Quando, al diminuire della p_a , si raggiungono condizioni soniche in gola, la successiva evoluzione del flusso nel divergente può avvenire o attraverso una compressione subsonica, nel qual caso la pressione all'uscita dell'ugello è qui indicata come p_{sub} , oppure attraverso un'espansione supersonica, nel qual caso la pressione in uscita è indicata come p_{sup} . E quindi possibile avere, per flusso isentropico critico in gola, solo due possibili valori della pressione uscita; quale delle due condizioni (flusso rispettivamente subsonico o supersonico nel divergente) si stabilirà dipende dal valore della pressione ambiente. Se $p_a = p_{sub}$ si avrà evidentemente la soluzione subsonica nel divergente, mentre per $p_a = p_{sup}$ si instaurerà la soluzione supersonica. Si noti che in tutte le condizioni sinora esaminate l'ugello è adattato, in quanto si è assunto che la pressione ambiente sia pari a quella di uscita dall'ugello. Se però

$p_a \leq p_{sup}$, il flusso nel divergente non sarà in alcun modo alterato, in quanto le perturbazioni di pressione che provengono dall'ambiente non riescono a risalire entro l'ugello, per cui l'ugello non è più adattato; si parla di condizioni di ugello sottoespanso. La possibilità di una biforcazione della soluzione deriva dal fatto che assume una forma indeterminata, quindi non dipende più solo dalle condizioni a monte, ma anche da quelle di pressione a valle (pressione ambiente). Resta da chiarire cosa accade quando la pressione ambiente assume valori compresi tra p_{sup} e p_{sub} , nel qual caso si parla di ugello sovraespanso. In queste condizioni non può aversi una soluzione isentropica; per far sì che la pressione all'uscita dell'ugello eguagli il valore della pressione ambiente, dovrà necessariamente instaurarsi un urto netto la parte divergente dell'ugello. Per concludere : quando la pressione ambiente è compresa tra p_{sup} e p_{nse} (nse sta per normal shock at exit) si ha formazione di un urto esterno all'ugello(che quindi non comporta ripercussioni sul flusso entro l'ugello), mentre quando la pressione ambiente è compresa tra p_{nse} e p_{sub} l'urto si localizza internamente all'ugello (e quindi non si possono più usare le formule del flusso isentropico).

Gli ugelli hanno forme e dimensioni diverse a seconda dei compiti loro richiesti:

- Turbogetti semplici, e turboelica hanno spesso ugelli convergenti a geometria fissa;
- Turbofan hanno ugelli coassiali in cui il flusso principale viene espulso dall'ugello centrale e il flusso secondario da quello anulare, nel caso di flussi separati; nel caso di flussi associati i flussi vengono mescolati ed espulsi nell'unico ugello (la cui parte iniziale funziona anche da camera di mescolamento);
- I turbogetti con postcombustore e gli statoreattori spesso hanno ugelli convergenti-divergenti a geometria variabile.

Allo scopo di ridurre lo spazio di frenata necessario all'atterraggio, spesso gli ugelli presentano meccanismi per l'inversione della spinta. Il sistema è composto da un congegno meccanico che muove alcune paratie che possono ostruire il percorso del flusso nell'ugello, e costringere il getto ad uscire dopo aver subito una rotazione di un angolo maggiore di 90°. Tale meccanismo, attivato al momento della frenata sulla pista di atterraggio, consente quindi di espellere il getto con una componente in direzione opposta al moto, generando così una spinta negativa.

7 STUDIO TERMODINAMICO MOTORIZZAZIONI

7.1 TURBOFAN P&W F135

Ora passiamo ad esaminare il propulsore da noi scelto (per ora nella configurazione base, Turbofan senza postcombustione) descrivendo gli stati fisici del fluido che lo attraversa. Si è introdotto un ipotetico air intake posizionato anteriormente alla nostra motorizzazione e si valutano i vantaggi che apporta al propulsore. Si impone un'altitudine di circa 8000m che coincide con la quota minima di accensione dei postbruciatori e si impone una velocità di crociera di circa 1.5 Mach. A questa velocità dagli studi precedenti possiamo attribuire all'intake un rapporto di compressione pari a 2.45 e rendimento pari a 0.8. Definiamo 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 =  $\frac{\text{p01}}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \text{M1}^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}$  ;  
  
  Return[p1];  
]
```

```

T1f135[quota_, mach_] := Block[{},
  Ta = ISATEMPERATURE[quota];  $\eta_{pa}$  = intakePressureRecovery[mach];
  T0a = Ta  $\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \text{mach}^2\right);$ 
  T01 = T0a  $(\eta_{pa})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}};$ 
  M1 = IntakeMachExit[mach];
  T1 =  $\frac{T01}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M1^2\right)};$ 
  Return[T1];
]

```

$$\rho_{1f135}[\text{quota}_, \text{mach}_] := \frac{p_{1f135}[\text{quota}, \text{mach}]}{R T_{1f135}[\text{quota}, \text{mach}]};$$

$$u_{1f135}[\text{quota}_, \text{mach}_] := \text{IntakeMachExit}[\text{mach}] \sqrt{\gamma R T_{1f135}[\text{quota}, \text{mach}]} ;$$

Il fluido entra nel Fan, o compressore di bassa pressione avente un rapporto di compressione pari a 2.5 a cui si risale da una valutazione delle sezioni di ingresso e uscita. Il rendimento di compressione è fissato a 0.88. Le condizioni al punto 1.1 (equivalente al punto 1.3 per la corrente secondaria) le ricaviamo attraverso i calcoli.

$$\beta_f = 2.5 ;$$

$$\eta_f = 0.88 ;$$

$$p_{1.1} = p_{1.3} = \beta_f p_1 ;$$

$$T_{1.1} = T_{1.3} = T_1 \left(1 + \frac{1}{\eta_f} \left(\beta_f^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right)\right) ;$$

A valle del fan le due correnti, principale e secondaria, si dividono. Il 36% è bypassato alla camera di miscelazione, mentre la restante parte viene immessa nel compressore di alta pressione avente un rapporto di compressione pari a 11.2. Si tratta in ambo i casi di una trasformazione politropica.

$$\beta_c = 11.2 ;$$

$$\eta_c = 0.88 ;$$

$$p_2 = \beta_c p_{1.1} ;$$

$$T_2 = T_{1.1} \left(1 + \frac{1}{\eta_c} \left(\beta_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right);$$

Dalla T_3 , ovvero la temperatura di ingresso in Turbina e dai per rendimenti in camera di combustione si ricava il rapporto combustibile/aria per soddisfare il vincolo di progetto costituito dalla temperatura massima ammissibile in turbina.

$$T_3 = 1900 \text{ K};$$

$$Q_f = 43000 \text{ J/Kg};$$

$$c_{pa} = 1004.5 \text{ J/K/Kg};$$

$$c_{pg} = 1130.2 \text{ J/K/Kg};$$

$$\eta_b = \eta_{pb} = 0.99;$$

$$p_3 = \eta_{pb} p_2;$$

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_{a1}} = \frac{c_{pg} T_3 - c_{pa} T_2}{\eta_b Q_f - c_{pg} T_3};$$

Dopo il processo di combustione il flusso principale si presta ad entrare in turbina e subire un processo di espansione politropica. Il rendimento della turbina è fissato a 0.96.

Le condizioni a valle della turbina sono noti in quanto è nota la p_4 , visto che consideriamo entrambi i flussi monodimensionali e con miscelazione ideale, quindi senza perdite di pressione.

$$p_4 = p_{1.1} = p_{1.3};$$

$$\eta_t = 0.96;$$

$$T_4 = T_3 \left(1 - \eta_t \left(1 - \frac{p_4}{p_3}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right) \right);$$

Una volta espanso il flusso caldo e quello freddo vengono miscelati nella camera di miscelazione.

Si adotta l'ipotesi di miscelazione ideale.

$$p_{4.1} = p_4 = p_{1.1};$$

$$T_{4.1} = \left(\frac{1+f}{1+f+BPR} \right) T_4 + \left(\frac{BPR}{1+f+BPR} \right) T_{1.3} \frac{c_{pa}}{c_{pg}}$$

Una volta miscelato il flusso attraversa l'ugello di spinta dove viene accelerato per produrre la spinta necessaria al moto.

Si considera l'ugello adattato e con un rendimento pari a 0.97.

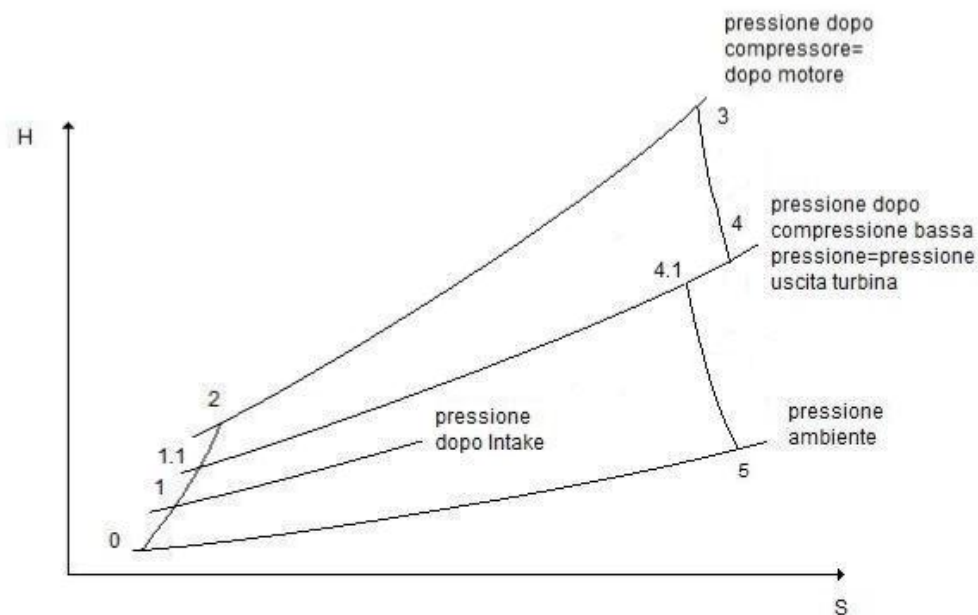
$$p_5 = p_o ;$$

$$T_5 = T_{4.1} \left(\frac{p_5}{p_4} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} ;$$

$$\eta_n = 0.97 ;$$

$$u_e = \sqrt{2c_{pg}T_{4.1}\eta_n \left[1 - \left(\frac{p_5}{p_4} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} ;$$

A questo punto si è in grado di tracciare per ogni istante del fluido il diagramma termodinamico H-S. Il punto 0 di pressione e temperatura ambiente è l'istante in cui l'aria entra nella presa d'aria. Qui subisce la prima compressione isentropica 0-1 per poi trovarsi all'ingresso del compressore. Questo porta l'aria alla temperatura e pressione dello stato 2 secondo l'ulteriore compressione isentropica 1-2, passando per lo stato 1.1 al quale viene spillata il 57% della portata. Successivamente con l'iniezione di combustibile il fluido secondo l'isobara 2-3 viene portato ad elevata temperatura che viene poi sfruttata nella prima espansione politropica in turbina 3-4. A valle della turbina il fluido si miscela con la portata di bypass e si ritrova allo stato 4.1 per essere accelerato nell'ugello e scaricato alla pressione ambiente allo stato 5.



7.2 LA POSTCOMBUSTIONE

In diverse situazioni un aeroplano può necessitare di un incremento temporaneo della spinta fornita dai motori. Dall'equazione della spinta di un esoreattore si desume che per aumentare la spinta si può o aumentare la portata in massa di fluido espulso, o aumentare la sua velocità d'uscita, oppure una combinazione di queste due opzioni. Il turbogetto con postcombustore sfrutta l'eccesso di ossigeno adottato dai turbogetti (per limitare la temperatura in turbina), per effettuare una seconda combustione iniettando combustibile a valle della turbina. La temperatura massima raggiungibile in questa postcombustione non è più limitata dal vincolo sulla resistenza delle palette, e può essere perciò portata a valori molto alti adottando valori del rapporto combustibile/aria prossimi allo stechiometrico. Un forte eccesso di aria si ha a maggior ragione nei turbofan a flussi associati, a valle del miscelatore in cui confluiscono la portata primaria e la seconda (come il caso in questione).

Tre importanti aspetti del turbogetto con postbruciatore concernono la stabilizzazione della fiamma, le perdite di pressione totale, ed il choking termico. Per quanto riguarda il primo aspetto, occorre notare che la fiamma nel postcombustore si stabilisce a valle della sezione di iniezione del combustibile secondario, ed è necessario introdurre stabilizzatori di fiamma o flame holder per ancorare la fiamma, ed impedire che possa essere "soffiata via" dal flusso (vee-gutters). Per quanto riguarda invece il secondo punto, abbiamo già ricordato che un flusso sottoposto a scambio termico subisce una caduta di pressione. Tale caduta può essere importante (rispetto a quella che si ha nel combustore principale) a causa della più grande quantità di calore ricevuta dal fluido e del più alto numero di Mach. Queste circostanze fanno sì che il rendimento pneumatico del postcombustore η_{pb2} sia sensibilmente più basso rispetto a quello del combustore principale. Infine, è stato osservato che la portata in massa che può defluire da un ugello con gola critica, risulta inversamente proporzionale alla radice quadrata della temperatura totale del flusso all'ingresso dell'ugello. Quindi aumentando la temperatura, in assenza di appropriate misure di contrasto, la portata si riduce grandemente. Per evitare questo inconveniente, che negherebbe l'utilità della postcombustione, si adottano ugelli ad aria variabile, i quali consentono di aumentare l'area di gola.

Analisi del ciclo termodinamico:

$$f_2 = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a};$$

$$f_2 = \frac{c_p(T_{pc} - T_{4.1})}{\eta_{b2} Q_f};$$

$$p_{pc} = \eta_{pb2} p_{4.1};$$

Confronto fra le velocità d'uscita dall'ugello con e senza postcombustione

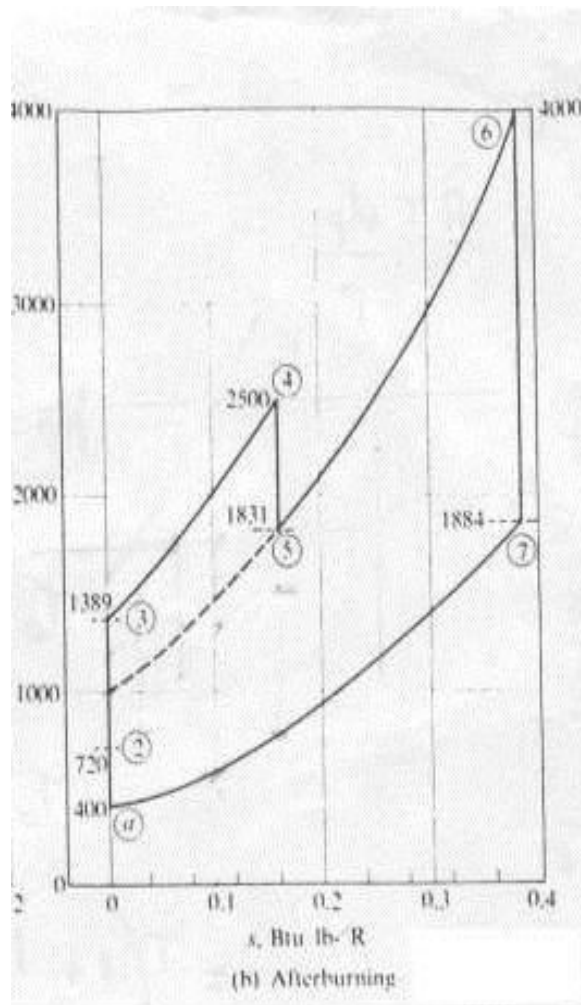
$$\frac{u_{5pc}}{u_5} \sim \sqrt{\frac{T_{pc}}{T_{4.1}}}$$

Quindi in particolare a punto fisso il rapporto delle spinte sarà

$$\frac{T_{pc}}{T} \sim \sqrt{\frac{T_{pc}}{T_{4.1}}}$$

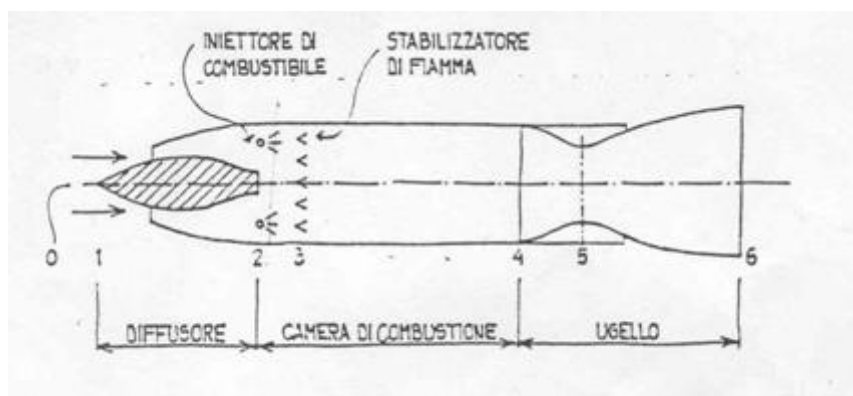
In realtà, per l'effetto di η_{pb2} , tali rapporti saranno inferiori a quanto indicato.

$$\dot{m}_u = f_2 \frac{p_{ocr} A_{cr}}{\sqrt{RT_{ocr}}}$$



7.3 STATOREATTORE (RAMJET)

Per superare il limite di funzionamento del turboreattore si deve eliminare la causa del limite e cioè la turbina. Ciò comporta anche l'eliminazione del compressore. Ciò permette di realizzare temperature di combustione più elevate e di conseguenza velocità di efflusso più elevate. I Ramjets (Statoreattore) sono i più semplici motori ad aspirazione d'aria in grado di funzionare con maggiore efficienza alle alte velocità supersoniche. Questi non hanno alcuna parte in movimento, come compressore o turbina. L'eliminazione del compressore è resa possibile dal fatto che la pressione di ristagno all'uscita della presa d'aria (intake) è già ad un livello tale da permettere un ottimo sfruttamento cinetico dell'energia. L'elevata pressione in camera è dovuta alla considerevole pressione dinamica dell'aria: questa motorizzazione infatti, non avendo il compressore, può funzionare solo se la velocità relativa fra aria e velivolo è così elevata da generare una notevole pressione dinamica.



Fondamentale è il ruolo svolto dalla presa d'aria che ha il compito di "recuperare" l'energia cinetica posseduta dall'aria con la massima efficienza. Infatti la compressione dell'aria in arrivo è compiuta dal colpo d'ariete per cui il flusso d'aria in ingresso è rallentato. Una presa d'aria ad elevata efficienza permetterebbe infatti una realizzazione di una camera di combustione che sviluppa una pressione pari quasi alla pressione di ristagno dell'aria entrante. Tale descrizione indica quali sono i limiti di questo motore: un limite inferiore dato dal numero di Mach minimo per ottenere dopo il rallentamento nella presa d'aria, una pressione in camera di combustione sufficientemente elevata per ottenere un buon rendimento all'ugello. Tipicamente questo valore è intorno a 2, 2.5 Mach. Il limite superiore è fissato, più che della resistenza dei materiali alle

elevate temperature, dalla efficienza delle prese d'aria sempre più bassa all'aumentare del numero di Mach. Pertanto oltre 4.5 Mach non è più conveniente l'utilizzo di questo tipo di motorizzazione.

7.4 CICLO STATOREATTORE

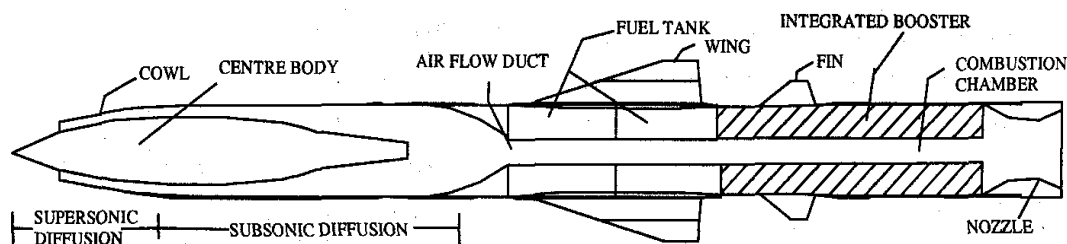


Figure 1. Schematic diagram of a typical ramjet powered flight vehicle

Nello studio del turbogetto semplice in volo si è visto che parte della compressione del flusso si ottiene già a monte del compressore attraverso il rallentamento nella presa dinamica. In condizioni di volo ad alte velocità è quindi possibile sfruttare tale aumento di pressione, senza introdurre un compressore, per poter espandere il flusso successivamente alla adduzione di calore. Si ottiene così il più semplice degli esoreattori, il ramjet, in cui la compressione avviene solo nella presa dinamica e l'espansione solo nell'ugello. L'eliminazione del compressore è resa possibile dal fatto che la pressione di ristagno all'uscita della presa d'aria è già ad un livello tale da essere sfruttata. L'elevata pressione in camera è dovuta alla elevata pressione dinamica dell'aria: questo tipo di motorizzazione infatti, non avendo il compressore, può funzionare solo se la velocità relativa fra aria e velivolo è tale da generare una notevole pressione dinamica. Molto importante è il ruolo svolto dalla presa d'aria che ha il compito di recuperare l'energia cinetica posseduta dall'aria con la massima efficienza. Una presa d'aria ad elevata efficienza permette di realizzare in camera di combustione una pressione pari quasi alla pressione di ristagno dall'aria entrante. Tale descrizione indica quali sono i limiti di questo motore: un limite inferiore dato dal numero di Mach minimo per ottenere una pressione in camera di combustione sufficientemente elevata per ottenere un buon rendimento dell'ugello e da un limite superiore fissato dall'efficienza delle prese d'aria unita alla resistenza dei materiali alle elevate temperature. Per il primo siamo intorno a Mach 2-2.5, invece il limite massimo è fissato a 4.5 Mach.

In un ramjet ideale la pressione di ristagno si mantiene costante e uguale a quella ambiente in tutto il motore, cioè:

$$p_{0r} = p_{0a}$$

Per cui nell'ipotesi di ugello adattato, cioè con pressione d'uscita uguale alla pressione ambiente e considerando $\gamma = \cos t$ si ha $M_u = M_o$ e quindi:

$$V_u = \frac{a_u}{a_0} V_0$$

Essendo:

$$\frac{T_u}{T_a} = \frac{T_{0u}}{T_{0a}} = \frac{T_{0r}}{T_{0a}}$$

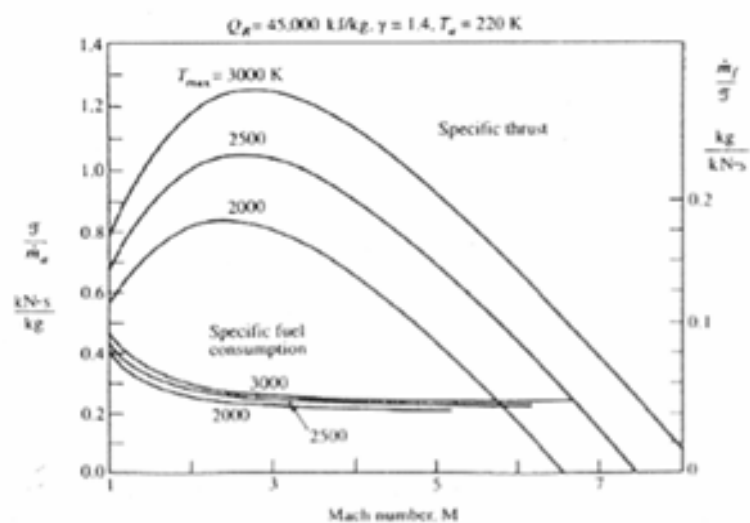
si ha:

$$V_u = \sqrt{\frac{T_{0r}}{T_{0a}}} V_0$$

Possiamo rielaborare l'equazione della spinta specifica e arrivare alla seguente espressione:

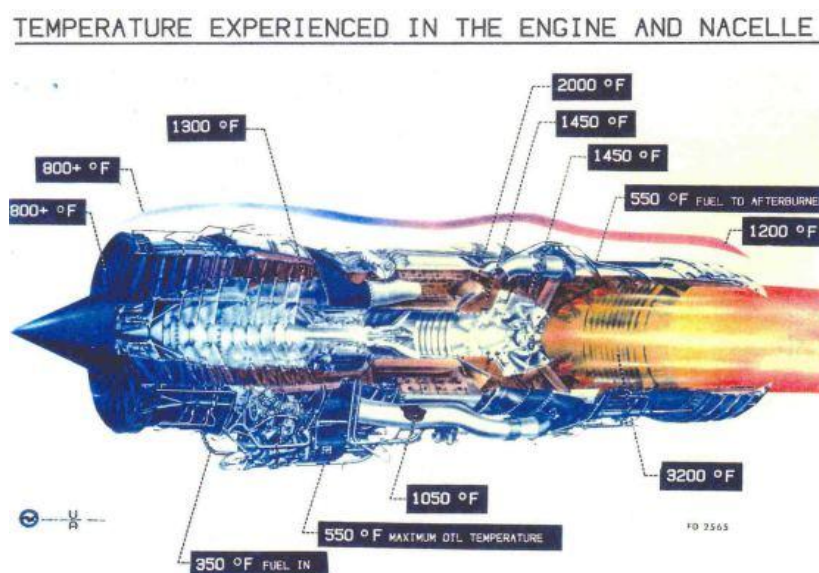
$$\frac{S}{\dot{m}_a} = M_0 \sqrt{\gamma R T_a} \left[(1 + f) \sqrt{\frac{T_{0r}}{T_a} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right)^{-1}} - 1 \right]$$

Riportiamo a scopo informativo gli andamenti della spinta specifica e del Consumo specifico in funzione del numero di Mach di volo sono riportati nella figura sottostante per diversi valori della temperatura dei gas di combustione.



7.5 STUDIO QUALITATIVO DEL J58

Questo motore da 3 tonnellate e lungo più di 5 metri è la vera anima dei Blackbird sr71, una “bestia” in grado di erogare una spinta di poco inferiore ai 150KN, nonché il primo e finora unico propulsore turbojet a poter sostenere in continuo un regime di velocità superiore a Mach 3, con postbruciatori virtualmente sempre alla massima potenza. Fin da subito si evince che per poter anche solo sperare di volare a Mach 3 in maniera prolungata si debba far ricorso ai postbruciatori. Ciò pone gli ingegneri di fronte ad un problema molto serio: la temperatura della struttura

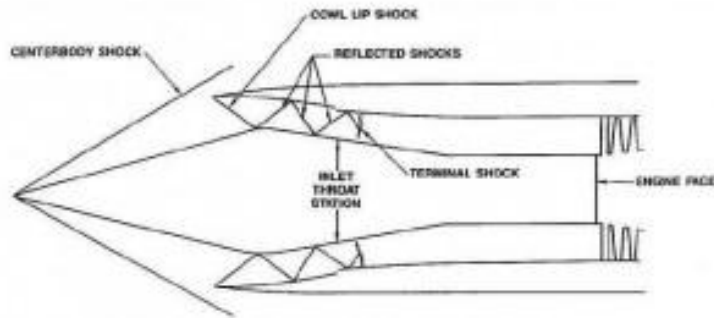


Nelle zone più sollecitate si arriva anche ai 1800°C. Il rimedio principale consiste nell'utilizzo intelligente ed estensivo di titanio e superleghe a base nichel(Wespalloy, Hastelloy-X, Haynes 230), materiali che hanno del miracoloso nel sopportare regimi termici estremi, assieme alla realizzazione di sistemi di raffreddamento sia interni che esterni ai pezzi più sollecitati. Ricordiamo sempre che all'epoca a cui ci riferiamo(anni '60) il J58 è il primo ed unico turbojet a poter operare i postbruciatori in continuo senza timore di essere sostituito dopo ogni volo.

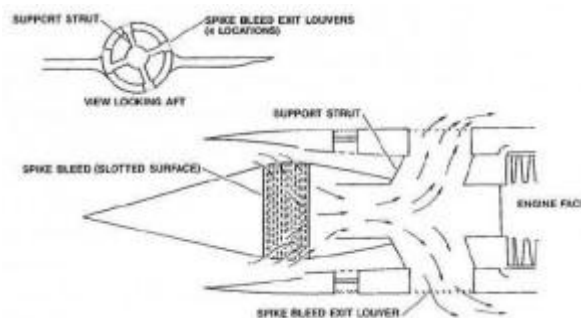
Dai dati raccolti appare però evidente che, anche ammesso di riuscire a raggiungere la velocità supersonica, un'altra complicazione è subito in agguato: il volume d'aria in ingresso al propulsore è decisamente troppo elevato ed il compressore non riesce a gestirlo adeguatamente. Il problema è molto più serio di quanto possa sembrare, e richiede di ripensare radicalmente l'intera struttura, interna ed esterna, del motore. Se il problema è il volume del flusso in entrata, basta regolarlo con l'impiego di un ingresso a geometria variabile, capace di adattarsi di volta in volta alle esigenze del propulsore ed alle velocità del mezzo.



Nella pratica quest'idea prende la forma di un dispositivo conico (spike) montato di fronte alla bocca del motore, la cui posizione orizzontale è regolata da un meccanismo a vite, fissato al telaio tramite quattro razze. La configurazione è governata da un controllo computerizzato (bypassabile manualmente in caso di necessità) che interviene una volta superata una certa combinazione di quota e velocità. Al di sotto dei 30000ft ($\sim 9Km$) la punta è bloccata nella posizione più avanzata possibile, oltre questa quota ed a partire dalla velocità di Mach 1.6 la spike viene arretrata di circa 4 cm ogni 0.1 Mach, fino ad arrivare a fine corsa ed un arretramento complessivo di circa 66 cm. Tale necessità era (ed è) comune a quella di tutti i motori turbogetto supersonici in quanto il flusso che alimenta il compressore deve essere subsonico (intorno a Mach 0.4), e pertanto si rende necessario rallentarlo mediante lo sfruttamento delle onde d'urto.

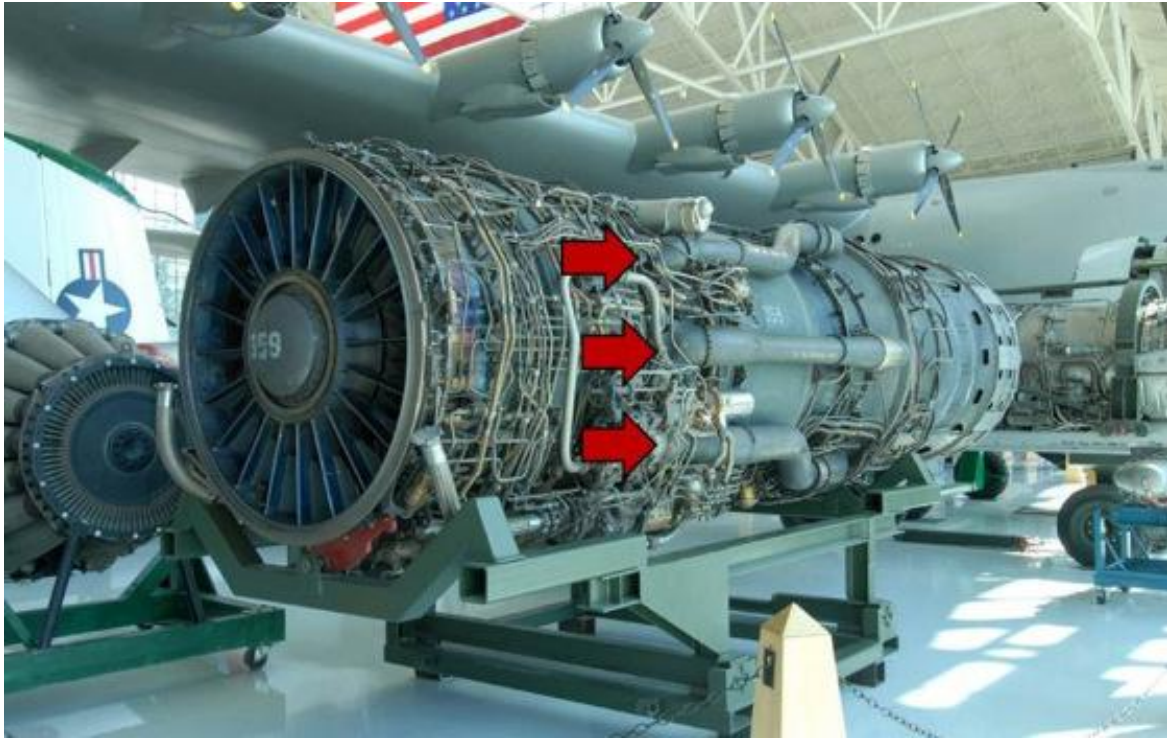


La complessità di gestione della fluidodinamica del motore ha richiesto anche l'introduzione di opportuni by-pass del flusso d'aria con lo scopo di gestire il funzionamento del motore su un range molto ampio di condizioni possibili permettendo di ridurre l'insorgenza dello stallo del compressore e limitare la temperatura massima degli ultimi stadi dello stesso. La seguente immagine mostra lo schema del sistema di aspirazione dello strato limite, costituito da una superficie circonferenziale scanalata collocata intorno alla zona di maggiore diametro sulla spina, al cui interno è presente una cavità collegata con la struttura di alloggiamento del motore in modo da espellere all'esterno.

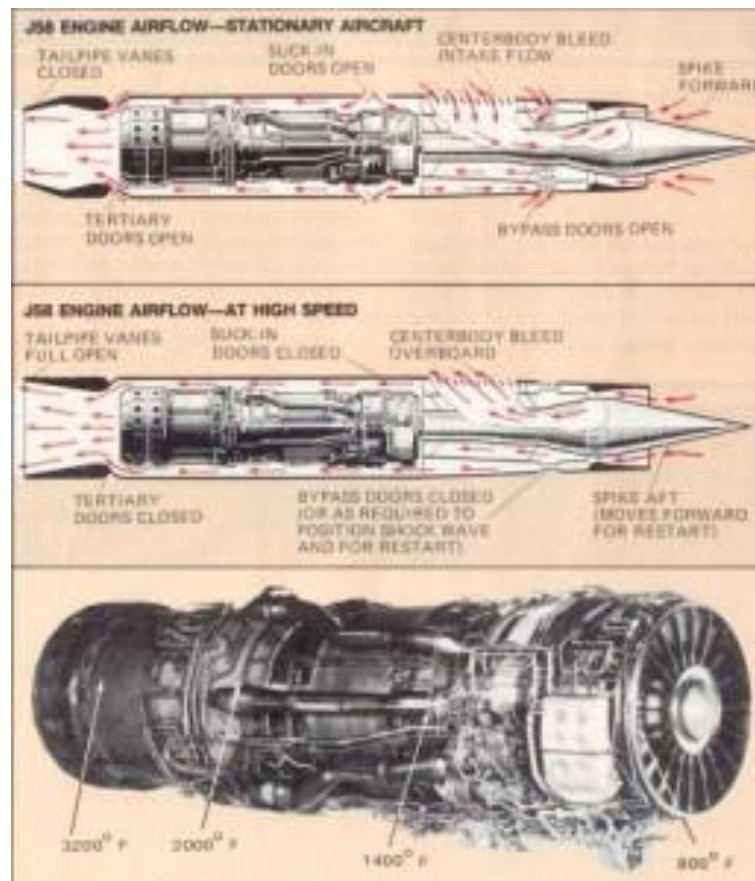


L'aria in ingresso alla motorizzazione è si rallentata, ma è anche compressa e quindi scaldata. Come per la questione del volume, anche la temperatura del flusso gioca un ruolo fondamentale : troppo alta(oltre i 400°C circa) e nel migliore dei casi si ottiene uno stallo, nel peggiore un danneggiamento strutturale interno. Comunque la si metta, non la più rosea delle prospettive. Nei motori a flusso continuo(turbofan, turbojet) esistono normalmente varie paratie che deviano una piccola parte del flusso in ingresso verso l'esterno per molteplici motivi (rimozione di turbolenze indesiderate, raffreddamento degli organi più sollecitati ecc...), ma stiamo parlando in genere di quantità d'aria trascurabili. Certo si potrebbe pensare di buttarne fuori in questo modo molta di più, ma si andrebbe a perdere una bella fetta di propulsione, indispensabile per mantenere le alte velocità. Allora, l'idea può sembrare banale ma in effetti non lo è, si realizzano

sei aperture in prossimità del quarto stadio del compressore, tre sul lato interno e tre su quello esterno, e vi si fissano sei tubi, in modo da collegare suddette aperture con la zona dei postbruciatori.



Al raggiungimento delle condizioni critiche di funzionamento, un sistema di paratie interne dedicato fa sì che si aprano le sei uscite nello stadio di compressione, deviando una buona parte del flusso d'aria in ingresso e bypassandolo così oltre l'intero tratto di combustione e turbine. Lo stratagemma non solo alleggerisce il carico sul compressore, migliorandone il rendimento, non solo raffredda gli stadi posteriori più sollecitati, ma soprattutto permette di non perdere la frazione di aria deviata. Difatti essa è già compressa dal passaggio nella spike e parzialmente riscaldata, e può così tranquillamente andare ad alimentare una combustione "extra" nei postbruciatori.



Dalla miriade di dati a disposizione si evince che i turbojet si comportano bene alle basse velocità, con un rendimento buono e ottime prestazioni, lasciando la palma di motore più efficiente ai ramjet una volta superato Mach 2. Il pregio delle tre soluzioni illustrate è che, agendo in concerto l'una con l'altra, riescono a trasformare il J58 in un motore "composito": alle basse velocità (in cui il bypass non è attivo) si comporta come un normale turbojet, mentre alle alte velocità e come se si andasse ad accoppiare al turbojet classico centrale un ramjet anulare periferico con un rendimento molto più alto. Per farsi un'idea della configurazione, si stima che a velocità di crociera di Mach 3.2 quasi l'80% dell'intera propulsione derivi dall'utilizzo combinato di spike e posbruciatori alimentati col bypass, lasciando un misero 20% al propulsore tradizionale. Evidente è il fatto che un mezzo con requisiti estremi come il Blackbird non possa essere alimentato con un carburante tradizionale. Il motivo più significativo di questa affermazione, e deriva da una scelta costruttiva particolare, in quanto i progettisti hanno deciso di risparmiare sul peso del mezzo utilizzando lo stesso carburante come liquido refrigerante. Alla luce di ciò si rende necessaria una sostanza con un buon potere energetico, ma in grado anche di mostrare un'elevata stabilità termica e bassissima volatilità, per non evaporare o depositare residui in esercizio e poter operare in un ampio range di temperature. La scelta del team di sviluppo ricade sul JP-7, misto di vari idrocarburi con piccole aggiunte di composti di cesio, pensato e

realizzato per il solo motore J-58 (si è scoperto solo dopo i primi voli e con grande stupore degli stessi progettisti, che in condizioni standard un SR-71 consumava circa 17ton/h a Mach 3, mentre accelerando fino a Mach 3.15 il consumo scendeva a meno di 16 ton/h. L'elevata stabilità del JP-7 ha come diretta conseguenza una scarsissima reattività, che si riflette nel fatto che sia estremamente difficile farne partire la combustione. Per ovviare al problema i tecnici hanno fatto ricorso ad un composto piroforico noto come "Trietilborano"(TEB), che si accende spontaneamente ad una temperatura superiore ai -5°C. Due piccole bombole da circa 6 litri di TEB sono poste all'interno del serbatoio del carburante principale, e piccole quantità di sostanza vengono iniettate in camera di combustione ad ogni nuovo avvio, creando la tipica fiamma verde caratteristica dell'accensione.

8 CALCOLO FORZE IN GIOCO

8.1 PORTANZA

Per il calcolo della forza di sostentamento, in gergo chiamata portanza si rende necessario conoscere la superficie alare, nel nostro caso quella del Concorde, paria a:

$$S_{\text{conc}} = 358.25 ; (*[m^2] \text{ superficie alare Concorde}*)$$

L'altro coefficiente non noto a priori è il coefficiente di portanza. Per una stima di quest'ultimo si interpolano i dati relativi alle misurazioni effettuate su un'ala di profilo Alpha biconvesso asimmetrico con $\tau = 0.344$. Si è scelto un profilo laminare che possiede le seguenti caratteristiche geometrie :

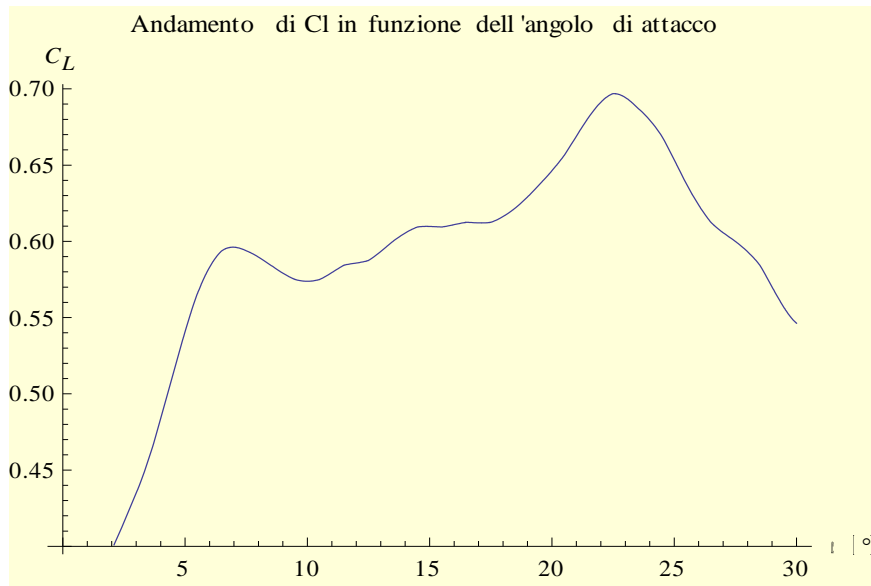
- Bordo d'attacco appuntito che evita la formazione di onde d'urto normali e spostate in avanti, che introdurrebbero un elevato aumento della resistenza, ma oblique e di minore intensità;
- L'arretramento dello spessore massimo che arretra la posizione della prima onda d'urto. Si viene così a ridurre la superficie dorsale disturbata e ad estendere la parte laminare dello strato limite che risulta molto più stabile in quanto interessato da velocità crescenti;
- Bassi spessori relativi riducono la velocità locali sul dorso, rimandando il raggiungimento del Mach critico inferiore ad una velocità di traslazione più elevata.

Tale tipo di soluzione, "sottile", garantisce un alto coefficiente ad alti angoli di incidenza, con condizioni di stallo oltre i 30° di incidenza.

Le misurazioni, nella documentazione presa in esame, sono state effettuate su un modello in galleria del vento, con numero di Reynolds pari a $Re = 2.2 * 10^5$.

Interpolando i dati si ha:

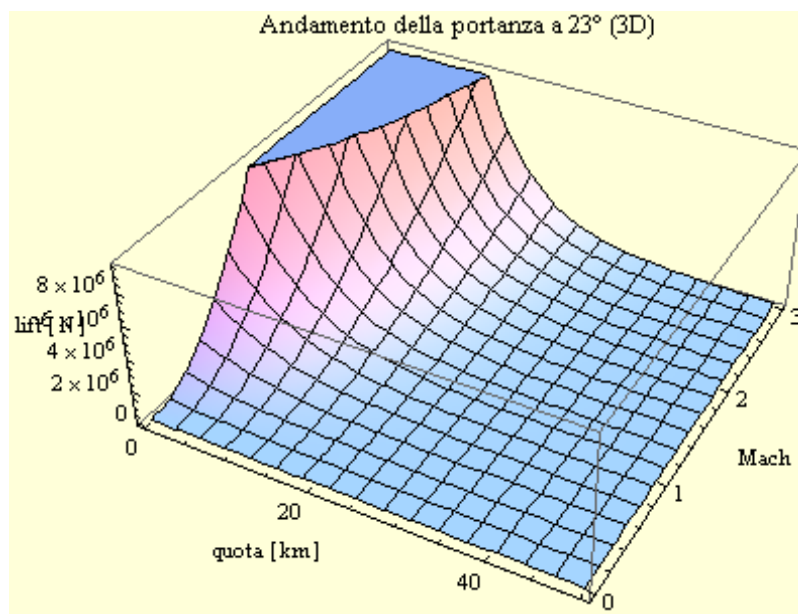
```
puntiCl = {{0.0, 0.3000}, {0.5, 0.3250}, {1.5, 0.3781},
           {2.5, 0.4156}, {3.5, 0.4563}, {4.5, 0.5125}, {5.5, 0.5656}, {6.5, 0.5938},
           {7.5, 0.5938}, {8.5, 0.5844}, {9.5, 0.5750}, {10.5, 0.5750}, {11.5, 0.5844},
           {12.5, 0.5875}, {13.5, 0.6000}, {14.5, 0.6094}, {15.5, 0.6094}, {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]
```



Passiamo ora al calcolo della Portanza in funzione della quota di volo, numero di Mach ed angolo di incidenza(α) :

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

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



Per un angolo di incidenza di 23° , a cui segue un coefficiente di portanza di circa 0.7, si può notare l'aumento di portanza all'aumentare della velocità ed il brusco calo al variare della quota, causato dalla forte diminuzione della densità dell'aria.

8.2 TIPI DI RESISTENZE

Come si denota dalla figura, in un velivolo con a delta immerso in un fluido con velocità supersonica ($Mach \approx 2.2$), la resistenza totale può essere divisa in 3 parti :

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



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

- Resistenza d'attrito

La resistenza d'attrito è causata dalla viscosità del fluido che scorre sulla superficie bagnata del velivolo e dipende essenzialmente dal numero di Reynolds del velivolo stesso. Dalla formula del numero di Reynolds Re , a parità di caratteristiche dell'aria, volando alla stessa velocità, Re varia al variare della lunghezza del corpo.

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

Dove:

- ρ = densità dell'aria
- u = velocità del flusso
- l = lunghezza del corpo

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

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:

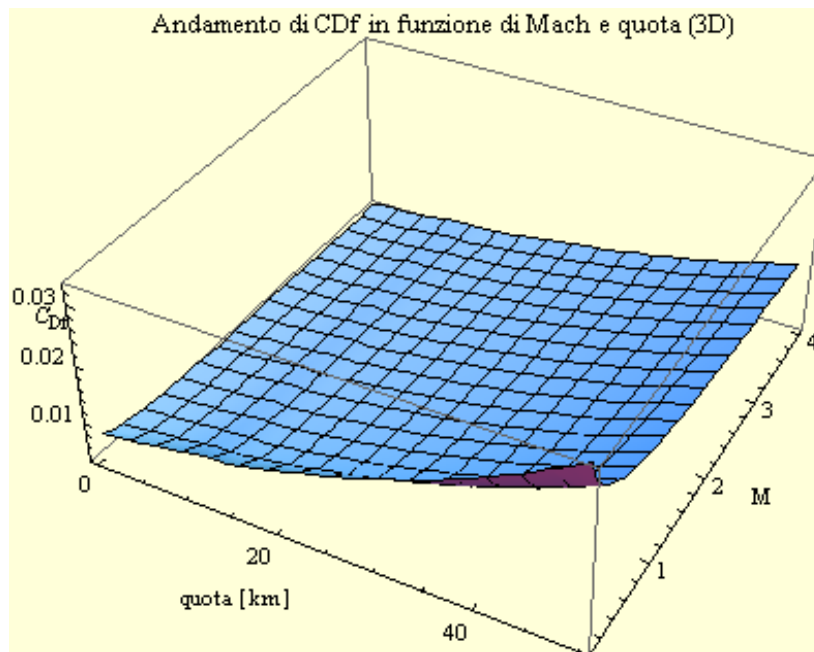
- $S_W = \text{superficie bagnata del corpo}$
- $C_F = \text{coefficiente di resistenza della lamina piana}$
- $\varphi = \text{fattore di correzione di forma}$

Nel nostro caso, avendo preso come riferimento il velivolo Concorde, di cui sono disponibili tutti i dati, la resistenza d'attrito del velivolo è nota, e di conseguenza, se ne può facilmente ricavare il relativo coefficiente Cd_f .

```

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

```



- Resistenza d'onda

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

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

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

$$CD_w = CD_{w_{conc}}$$

- Resistenza indotta

La resistenza indotta è dovuta alla natura finita dell'ala ed dai vortici che si sviluppano alle sue estremità a causa delle 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 alare (aspect ratio)
- δ = Fattore di Oswald

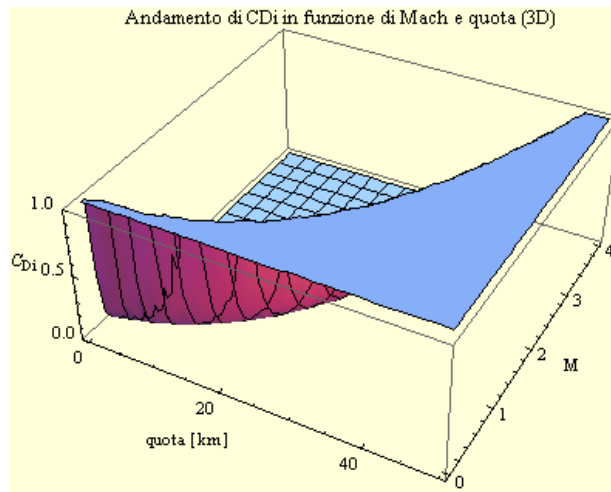
Si può stimare il fattore di Oswald attraverso una formula semi-empirica :

$$\delta = 1.78(1 - 0.0045 * A_R^{0.68}) - 0.64$$

```

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},
  CDi_{conc} =  $\frac{CD_{conc}}{3}$ ;
  peso_{conc} = mconc 9.81;
  Cl_{conc} = 2  $\frac{peso_{conc}}{\rho_{a_{conc}} S_{conc} u_{conc}^2}$ ;
  Cl =  $\frac{2 \text{ peso}}{ISADENSITY[quota] u[quota, mach]^2 S}$ ;
  Cdi =  $\frac{CDi_{conc}}{Cl_{conc}^2} Cl^2$ ;
  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]

```



8.3 RESISTENZA TOTALE

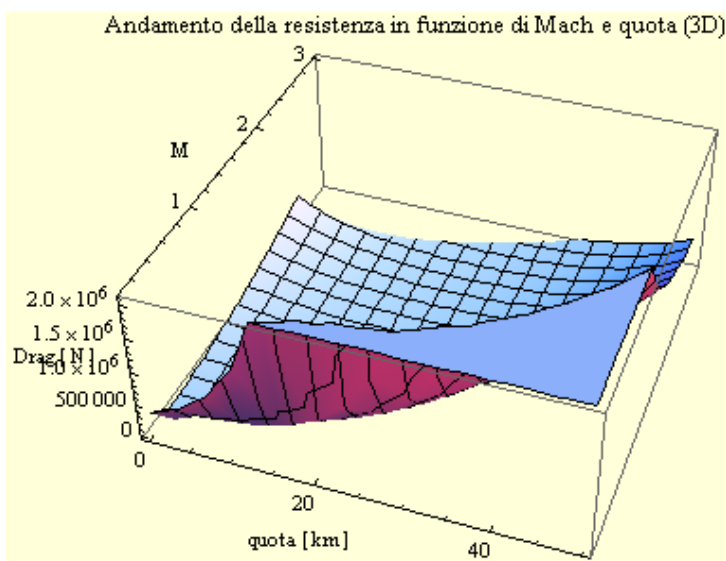
Una volta ricavati i coefficienti di resistenza d'attrito, d'onda e indotta al variare della quota e della velocità del velivolo (Mach) non resta che sommarli per calcolare il coefficiente di resistenza totale:

$$CD_{tot}[quota_ , mach_] := CD_f[quota, mach] + CD_w + CD_i[quota, mach];$$

E, di conseguenza, la resistenza totale $Drag_{tot}$ è pari a :

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

```
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]
```



8.4 CAMPO SUPERSONICO

Per comprendere come alle alte velocità si modificano le caratteristiche aerodinamiche, è necessario analizzare il comportamento dell'aria al crescere del numero di Mach. Quando una molecola di fluido urta contro un qualsiasi corpo avvertirà la sua presenza e la comunicherà alle altre particelle con velocità del suono. Per velocità delle corrente inferiore a quella del suono il fluido provvederà ad adeguarsi alla presenza del corpo. Se, però, la corrente ha velocità dello stesso ordine di grandezza della velocità di trasmissione del segnale (suono), le particelle non avranno molto tempo per adeguarsi. Ne conseguirà un addensamento delle particelle tanto più marcato quanto minore è la differenza tra la velocità della corrente e quella del suono. L'effetto dell'aumento di densità, tanto maggiore quanto più alto è il numero di Mach, è una diversa formazione del campo aerodinamico e distribuzione di pressione intorno al corpo. Nel campo transonico ($0.8 < M < 1.2$) si ha un aumento della resistenza dovuto alla formazione dell'onda d'urto, e contemporaneamente si verifica una brusca caduta della portanza. Lo studio dei flussi transonici rappresenta uno dei problemi più difficili nell'ambito dei flussi compressibili. In un flusso transonico stazionario si hanno infatti sia zone subsoniche che zone supersoniche le quali, come si è visto, sono governate da sistemi di equazioni ellittici nel primo caso ed iperboliche nel secondo. Poiché questi due tipi di equazioni richiedono metodi di soluzione completamente differenti, non è possibile in generale ottenere soluzioni valide in tutto il campo. Inoltre, anche nel caso in cui si possa introdurre l'ipotesi di piccole perturbazioni, nel caso transonico l'equazione del potenziale resta non lineare e non è quindi possibile utilizzare la sovrapposizione di soluzioni particolari come nei casi subsonico e supersonico. I flussi transonici comprendono due categorie di problemi: i flussi interni nei quali si verifica la transizione subsonico-supersonico ed i flussi esterni nei quali una corrente subsonica avente un numero di Mach sufficientemente elevato investe un corpo di forma qualsiasi. Tale campo è caratterizzato da una grande instabilità aerodinamica, che ha per effetto un continuo spostamento del centro di pressione, tale da non essere agevolmente studiato analiticamente. Una volta oltrepassato il campo transonico e la velocità della corrente supera quella del suono, il comportamento del fluido diventa totalmente diverso; la particolare configurazione che assume il campo aerodinamico supersonico consente, almeno in teoria, una più semplice determinazione dei coefficienti aerodinamici potendo così conoscere l'esatta deformazione delle linee di corrente. Secondo la teoria di Ackeret, infatti, il coefficiente di portanza in campo supersonico segue la legge:

$$C_l = \frac{4\alpha}{\sqrt{M^2 - 1}}$$

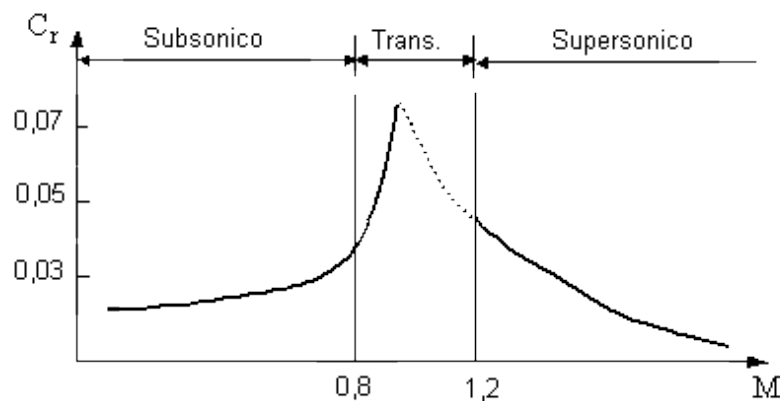
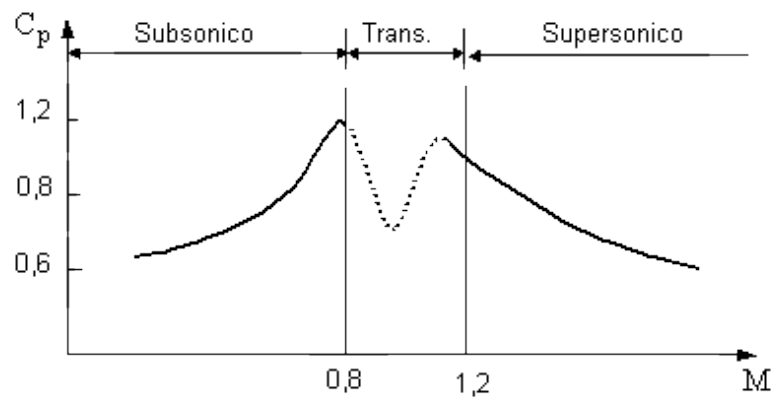
Secondo il quale il coefficiente di portanza è direttamente proporzionale all'angolo di attacco e diminuisce al crescere del numero di Mach, indipendentemente dalla forma del corpo. In campo supersonico il coefficiente di resistenza, come quello di portanza, diminuisce e si potrà valutarlo con l'espressione :

$$C_d = C_f + \frac{C_l^2}{\pi \lambda} (1 + \delta) + \frac{K}{\sqrt{M^2 - 1}}$$

Dove K è un fattore dipendente:

- Forma del corpo
- Incidenza
- Spessore massimo.

I grafici sotto riportati mostrano in forma qualitativa gli andamenti rispettivamente del coefficiente di portanza e di resistenza al crescere del numero di Mach.



9 STUDIO DEI CONSUMI SPECIFICI NELLE VARIE CONFIGURAZIONI

Per verificare la fattibilità del progetto, seguirà una stima preliminare della quantità di carburante imbarcata e quindi, dei consumi. Per quanto concerne il consumo di carburante di ogni singolo motore, questo dipende dalla quantità di carburante immessa in camera di combustione e, di conseguenza, dalla temperatura raggiunta nella stessa. Per un turbofan a flussi associati senza la postcombustione(la valuteremo in seguito) si tengono conto delle suddette espressioni per una stima del consumo.

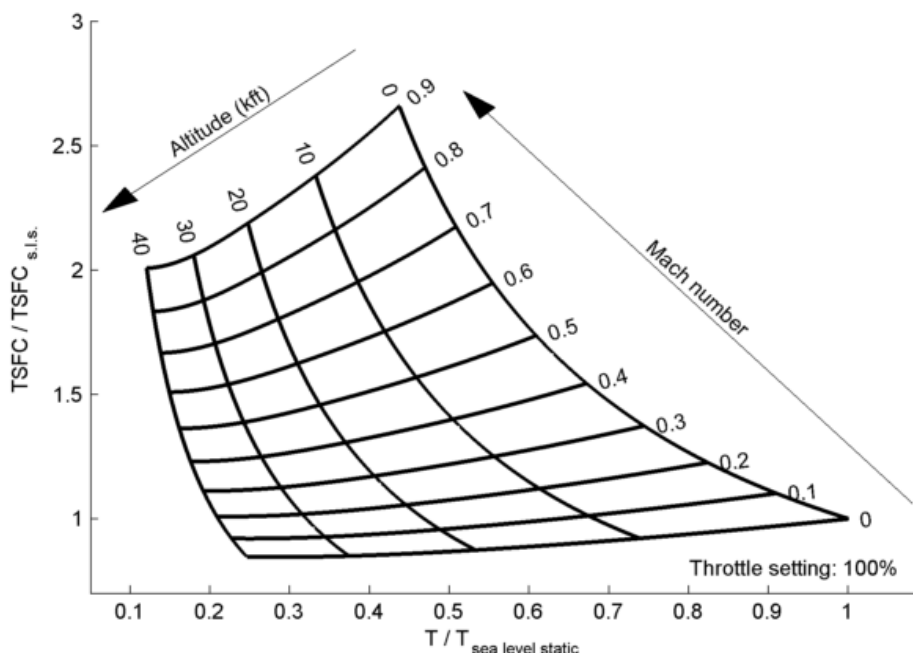
$$\alpha = \frac{\dot{m}_{a1}}{\dot{m}_f};$$

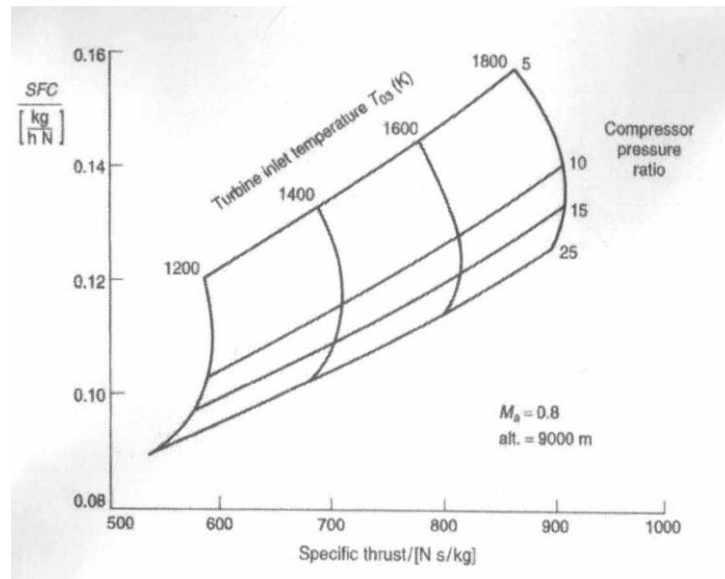
$$\alpha = \frac{\eta_b Q_f - c_{pg} T_3}{c_{pg} T_3 - c_{pa} T_2};$$

$$I_a = u_e - V;$$

$$TSFC = \frac{1}{\alpha(1 + BPR)(u_e - V)};$$

$TSFC = 0.50 - 0.70 \text{ lb}/(\text{lbs} * \text{h})$ Valori tipici del Consumo specifico di un turbofan

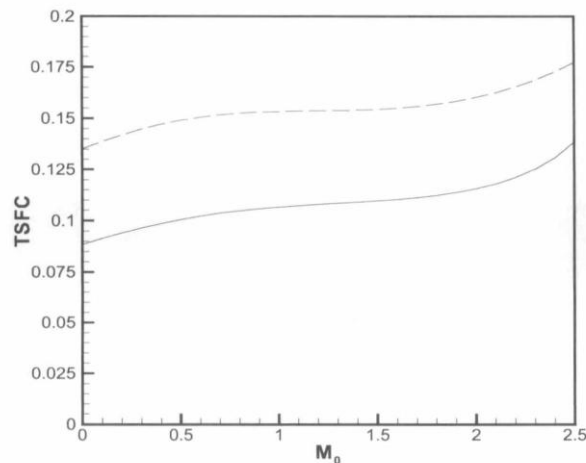




- Utilizzo dei postbruciatori

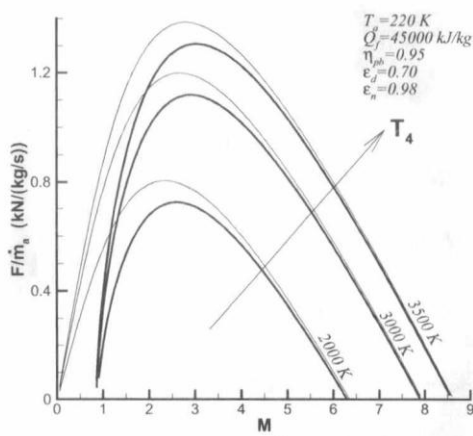
Come ampiamente descritto nei capitoli precedenti l'utilizzo dei postbruciatori va ad aumentare la temperatura nell'ugello, andando ad immettere carburante a valle della turbina dopo la camera di miscelazione. Ciò comportante un aumento della velocità di uscita dall'ugello di scarico che fa aumentare la spinta erogata dalla propulsione, a discapito di un' efficienza più bassa e utilizzando un ugello a geometria variabile. Analizziamo in seguito l'aumento del consumo specifico dato dalla postcombustione.

$$TSFC(p.c.) = 322.8 \frac{Kg}{KNh}$$

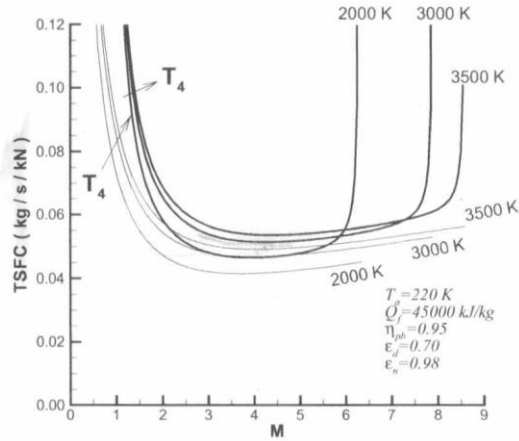


- Statoreattore

Sotto riportiamo le prestazioni di uno statoreattore al variare del Mach di volo e della temperatura massima del ciclo.

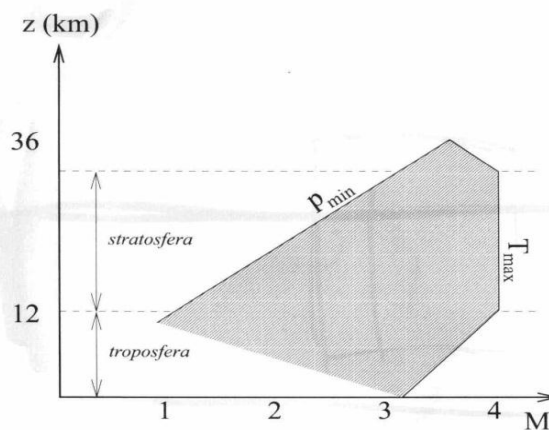


(a) Spinta specifica



(b) Consumo specifico

Il campo di impiego dello statoreattore è, come si è già accennato, limitato dalla massima temperatura che può essere raggiunta in camera di combustione. Il numero di Mach di volo in corrispondenza del quale si raggiunge questa temperatura dipenderà però dalla temperatura atmosferica, e quindi il valore massimo M_0 ammissibile cresce nella troposfera, dove la temperatura ambiente diminuisce con la quota. In figura è stato considerato come limite di temperatura di inizio combustione (troppo alta) quello di 1000 Kelvin, al di sopra della quale in effetti si può fornire poca energia al fluido. Esiste inoltre un altro limite da considerare, che è quello della pressione minima necessaria in camera di combustione. Se $p < p_{min}$ la pressione in camera è troppo bassa per avere una combustione efficiente. La combustione diminuisce con la quota z .



10 CONCLUSIONI

Tirando le somme del nostro elaborato, abbiamo spiegato in cosa consiste un autoturboreattore, le sue componenti principali, ed i suoi usi in letteratura. Inoltre abbiamo approfondito il ciclo termodinamico e siamo riusciti a fare un focus delle varie sezioni interessate dal passaggio del flusso. Abbiamo posto una base di partenza da cui partire nei prossimi studi sull'eventuale realizzazione di una motorizzazione ibrida (turboreattore/statoreattore) e ci siamo occupati di uno studio preliminare sui consumi specifici a cui poi dovrà essere integrata una trattazione più dettagliata sull'effettivo consumo di carburante per tutto l'involucro di volo. Il nostro voleva essere uno studio preliminare su questo tipo di motorizzazione e sull'eventuale praticabilità della strada da noi intrapresa.

BIBLIOGRAFIA E SITOGRAFIA

Bibliografia:

- Daniel P. Raymer - "Aircraft Design: A Conceptual Approach" – AIAA
- R. Bettocchi, P. R. Spina – "Propulsione Aeronautica con Turbogas" - Pitagora Editrice
Bologna
- G. Buresti - "Aerodinamica" - Università di Pisa
- Victor J. Martin, Tesi – "Airplane take off performance" 1936
- G. Cantore "Macchine" di Progetto Leonardo
- Fernando Pierini – "Generatori di vapore di media e piccola potenza" – Hoepli
- Tesi dell'Ing. Domenico Alcaro - "Dimensionamento di un gruppo motopropulsore ibrido a getto per alte velocità "AA 2007/2008
- Tesi dell'Ing. Giacomo Bernardi – " Studio di fattibilità di un velivolo supersonico a decollo verticale dotato di motori alternativi" AA 2007/2008
- Tesi dell'Ing. Marco Di Giacinto - "Studio ed ottimizzazione del motore ibrido VD007 nella versione monoturbina" - AA 2006/2007
- Tesi dell'Ing. Maurizio Marti - "Dimensionamento e ottimizzazione di un convertiplano per distanze siberiane" - AA 2007/2008
- Tesi dell'Ing. Gaia Arcieri "Studio ed ottimizzazione di massima di un sistema propulsivo innovativo per il lancio di satelliti geostazionari" – AA 2008/2009
- Tesi dell'Ing. Alberto Venturi "Studio di fattibilità del sistema propulsivo di un lanciatore satellitare" - AA 2011/2012
- Tesi dell'Ing. Mattia Erani "Studio ed ottimizzazione di un sistema di propulsione suborbitale basato su un diesel aeronautico" – AA 2011/2012
- Tesi dell'Ing. Gen Ay Femia "Studio e ottimizzazione dell'avanprogetto di un convertiplano supersonico ad uso executive" – AA 2008/2009
- Tesi dell'Ing. Andrea Angeli "Studio e ottimizzazione dell'installazione di un motore Diesel common rail per voli suborbitali"-AA 2012/2013
- Tesi dell'Ing. Matteo Magnani "Studio e ottimizzazione di un velivolo suborbitale per trasporto passeggeri veloce"-AA 2012/2013
- Slide del corso di Meccanica del volo-modulo Prestazioni-Prof. Coiro/Nicolosi
- Slide del corso di Propulsione Aerospaziale dell'Università di Roma "La Sapienza"

- D. G. Shepherd. *Aerospace Propulsion*. Elsevier, New York, USA, 1972.
- Slide del corso di Istituzioni di Ingegneria Aerospaziale-Prof. G.P.Russo

Sitografia:

- <http://www.wikipedia.org/>
- <http://www.concordesst.com/>
- <http://www.nasa.gov/>
- <http://www.ilvolo.it/>
- <http://www.leganerd.com/>
- <http://www.xcor.com/>
- <http://www.avioaero.com/>
- <http://www.dida.fausser.edu/>
- <http://www.ingaero.uniroma1.it/>
- <http://www.aeronautica.difesa.it/>
- <http://corsiadistanza.polito.it/>
- <http://www.trasportilogistica.ittvt.it/>
- <http://www.iaerospace.org/>
-