

FACOLTA' DI INGEGNERIA

CORSO DI LAUREA IN INGEGNERIA MECCANICA

DIEM

**Dipartimento di Ingegneria delle Costruzioni Meccaniche,
Nucleari, Aeronautiche e di Metallurgia**

TESI DI LAUREA

in
Disegno Tecnico Industriale

***Studio e ottimizzazione dell'avanprogetto di un convertiplano supersonico ad uso
executive***

CANDIDATO

Gen Ay Femia

RELATORE:

Chiar.mo Prof. Luca Piancastelli

CORRELATORI

Prof. Gianni Caligiana

Prof. Alfredo Liverani

Dott. Ing. Cristina Renzi

Anno Accademico 2008/2009

Sessione I

Indice

Abstract	3
Introduzione	4
Capitolo 1: Concorde	
Progetto	6
Specifiche.....	7
Sviluppo progetto.....	10
Progetto “B”.....	16
Modifiche delle unità di propulsione.....	17
Capitolo 2: Sistemi di propulsione aeronautica	
Turboreattore semplice.....	21
Post-combustione.....	23
Turboreattore a doppio flusso.....	26
Statoreattore (Ramjet).....	30
Statoreattore con combustione supersonica (Scramjet).....	32
Considerazioni finali.....	33
Capitolo 3: Progetto del convertiplano	
Progetto	34
Specifiche.....	38
Capitolo 4: Progetto del propulsore	
Progetto	56
Modifiche delle unità di propulsione.....	62
Capitolo 5: Analisi componenti del propulsore	
La presa d'aria.....	67
Presa d'aria con cono centrale.....	69
Presa d'aria con paratie mobili.....	70
IL fan.....	72
IL compressore.....	75
IL motore.....	80
Capitolo 6: Analisi e ottimizzazione del convertiplano	
Caratteristiche aerodinamiche.....	81
Ottimizzazione velivolo.....	85
Listato di Mathematica.....	92

Capitolo 7: Analisi delle fasi di volo

Fase di crociera	95
Sezioni del propulsore.....	98
Il decollo.....	100
Listato di Mathematica.....	101
Conclusioni	105
Bibliografia	106

Abstract

L'elaborato vuole descrivere le problematiche a cui si andrebbe incontro durante la progettazione di un velivolo supersonico, con caratteristiche VTOL (vertical take off landing), mosso, non da un tradizionale propulsore aeronautico, bensì da motori Diesel.

Prendendo spunto da progetti già sviluppati, si giungerà a risultati che non hanno la pretesa di essere esaustivi, in quanto frutto di calcoli approssimati e considerando dati a volte parziali.

Il progetto potrebbe essere, una buona base di partenza per successivi studi più approfonditi.

Introduzione

La necessità di muoversi su lunghe distanze, in maniera sempre più rapida ed efficiente, ha spinto i progettisti a realizzare grandi aerei di linea, per i quali il principale obiettivo, è quello di trasportare il maggior numero di persone nel modo più veloce ed economico possibile. Fino a qualche anno fa, ma solo su specifiche rotte, il Concorde era il velivolo per trasporto passeggeri con la migliore combinazione di velocità ed autonomia.

Con questo velivolo, infatti, si poteva volare da Londra a New York alla mattina, per poi fare ritorno a Londra entro la tarda serata, visto che la trasvolata oceanica durava solo tre ore e mezza, in luogo delle sette ore necessarie per un volo normale. Il suo ritiro dal servizio nel 2003 ha quindi lasciato un vuoto non colmabile da nessun altro velivolo.

Tuttavia i clienti del Concorde esistono ancora, e finora sono stati costretti a rivolgersi a piccoli aviogetti, utili soprattutto nelle tratte medio-corte. Le tecnologie attuali permettono di costruire un miniconcorde, o comunque un piccolo aereo con aerodinamica simile a quella del Concorde, che abbia anche la possibilità di effettuare il decollo verticale riducendo il tempo perso nello spostamento in aeroporto.

Uomini e donne con una discreta disponibilità economica, potrebbero avere a disposizione un executive supersonico in grado di decollare ed atterrare da eliporti pubblici e privati,

Il mercato degli executive di lusso è intorno ai 30000 esemplari volanti su scala mondiale. Se anche solo uno 0.5% si convertisse ai convertiplani supersonici sarebbe comunque un mercato pari a 1500 esemplari. In più il parco volante è sottostimato perché tiene conto solo di Europa, Stati Uniti, Australia e Giappone.

L'idea iniziale è quella di usare un velivolo supersonico a decollo verticale, di caratteristiche simili ad alcuni aerei militari, precisamente all'Harrier e al F-35, ma il problema di questi velivoli è la richiesta di moltissima potenza al decollo e molta, anche se considerevolmente meno in quota, consumando una grande quantità di carburante che deve essere imbarcato per un volo molto lungo.

Questa via però non è percorribile visto il peso al decollo troppo alto, per poter essere svolto verticalmente.

Una possibile opzione è quella di cambiare motorizzazione con una molto più efficiente, l'idea è quella di usare un motore Diesel. Questo tipo di motore ha visto di recente un forte miglioramento nelle sue prestazioni grazie all'introduzione dell'iniezione diretta ad alta

pressione unita all'uso del turbocompressore. Se i primi utilizzi sono stati semplicemente nel sostituire i motori a benzina nei piccoli aerei ad elica, recenti studi sono stati condotti per utilizzare motori Diesel come generatori di potenza in motori turboelica e addirittura in motori turbofan. Nel nostro caso il motore Diesel eventualmente coadiuvato da una turbina di potenza, è in grado di fornire la potenza necessaria, per porre in rotazione uno o più fan consumando molto meno carburante del classico gruppo compressore-camera di combustione-turbina, ed anche la spinta per volare a una velocità di Mach 2.5.

Sulla base di queste linee guida si andrà a sviluppare ed analizzare l'avanprogetto di un convertiplano supersonico a uso executive.

Concorde



Figura 1-Concorde

Il Concorde era un aereo di linea supersonico prodotto dal consorzio anglofrancese formato da British Aerospace ed Aérospatiale. Il primo volo del prototipo francese risale al 2 marzo 1969, Il Concorde 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 furono sviluppati, uno inglese l'altro francese; entrambi erano finanziati dai rispettivi governi. Il progetto inglese riguardava un aeromobile con ali a delta di raggio transatlantico in grado di trasportare circa 100 passeggeri, mentre quello francese era a medio raggio.

Entrambi i progetti erano pronti per l'inizio della costruzione dei prototipi negli anni sessanta, ma i costi erano così elevati da spingere il governo britannico a chiedere una cooperazione internazionale. Il progetto di sviluppo venne negoziato come un trattato internazionale tra i due Paesi, invece di un accordo commerciale tra aziende, e includeva una clausola, richiesta dall'Inghilterra, che prevedeva grandi penalità in caso di cancellazione del progetto.

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 furono costruiti 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 e il primo volo di test supersonico il 1 ottobre.

Varie le preoccupazioni ambientali tra cui l'inquinamento acustico dei boom sonici al decollo e quello atmosferico. Solo l'Air France e la British Airways (che succedette alla BOAC) mantennero gli ordini.

I test del concorde iniziarono nel 1974, stabilendo vari record; i prototipi, i modelli di produzione e la prima produzione dell'aereo totalizzarono 5335 ore di volo, di cui 2000 a velocità supersonica.

I costi unitari raggiunsero i 23 milioni di sterline nel 1977, con un aumento di costi durante lo sviluppo di 6 volte maggiori del previsto.

Progetto

Il Concorde era un velivolo dotato di caratteristiche uniche per la sua epoca, le scelte tecnico commerciali erano rivolte ad una maggiore capacità di carico piuttosto che alle prestazioni in termini di velocità.

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

Ma siccome queste configurazioni richiedono un elevato angolo d'attacco al momento dell'atterraggio e del decollo, un'altra caratteristica del Concorde era la straordinaria capacità di inclinare il muso a seconda della situazione: si inclinava verso il basso, con un aspetto poco elegante, quando si trattava di atterrare o decollare, per consentire sufficiente visibilità ai piloti, per poi riallinearsi con la fusoliera durante la fase di volo.

I 4 motori Olympus, prodotti congiuntamente dalla britannica Rolls-Royce plc e la francese Snecma e basati su quelli sviluppati originalmente per il bombardiere strategico Avro Vulcan, erano macchine termodinamiche capaci di sostenere velocità supersoniche ad alta quota anche senza postbruciatore, i motori erano sistemati sotto le ali, risparmiando i compromessi derivanti dal metterli nella fusoliera o nelle radici alari.

Essi non erano sistemati in gondole, ma in strutture scatolari, largamente solidali con la parte inferiore dell'ala, dal momento che erano necessarie delle prese d'aria dalla forma complessa, difficili da realizzare in gondole. Inoltre questo ha risparmiato la necessità di progettare un carrello ancora più lungo di quello, già molto "estremo", comunque necessario, specialmente per l'elemento anteriore.

Il Concorde fu il primo ad utilizzare nuove tecnologie, per la velocità e l'ottimizzazione del volo:

- ali a doppia delta
- 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 (pari a [Mach](#) 2.04) adatta all'ottimizzazione dei consumi (minimo attrito supersonico)

utilizzo di alluminio per diminuire il peso e conservare una manutenzione relativamente tradizionale (velocità maggiori non avrebbero permesso l'uso dell'alluminio)

pilota automatico e controllo automatico della spinta, che permettevano il controllo completo dell'aereo dalla salita in quota all'atterraggio

sistemi di controllo di volo e di frenata analogici completamente elettrici

sistema idraulico ad alta pressione (28 MPa)

modifica 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](#)

Specifiche

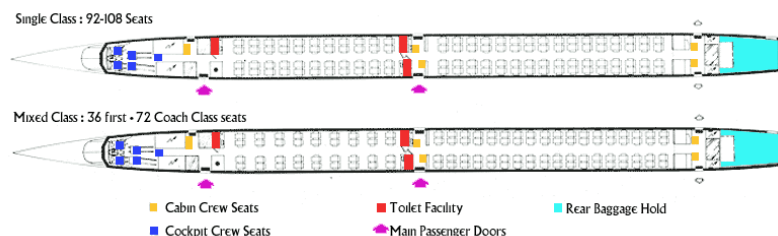
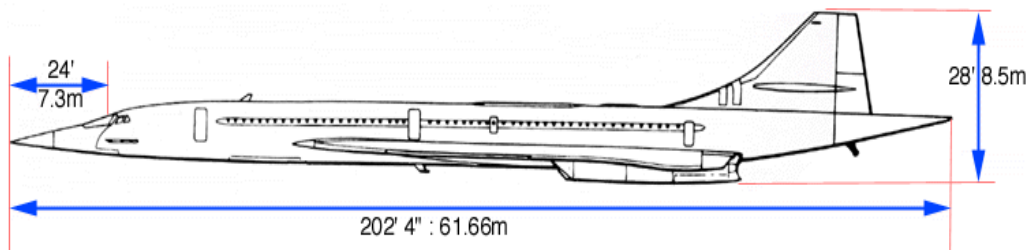


Figura 2- fusoliera e posti a sedere

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



Dimensioni

Lunghezza totale (61.66m)

Lunghezza dalla punta alla cabina di pilotaggio (7.31m)

Altezza da terra all'estremità della pinna (12.2m)

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

Larghezza max fusoliera esterna (2.88m)

Larghezza max fusoliera interna (2.63m)

Altezza max fusoliera esterna (3.32m)

Altezza max fusoliera interna (1.96m)

Lunghezza fusoliera (39.32m)

Apertura alare 83 '10 "(25.6m)

Corda alare (27.66m)

Superficie alare (358.25 m²)

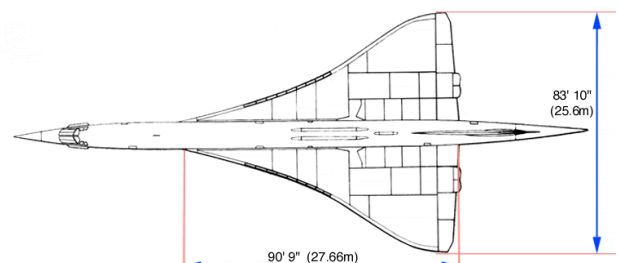
Altezza timone di coda (11.32m)

Corda del timone alla radice (Root Chord) 34 '8 "(10.58m)

Timone (10.41 m²)

Peso a vuoto :78 700 kg

Peso massimo al decollo: 185 066 kg



Specifiche propulsore

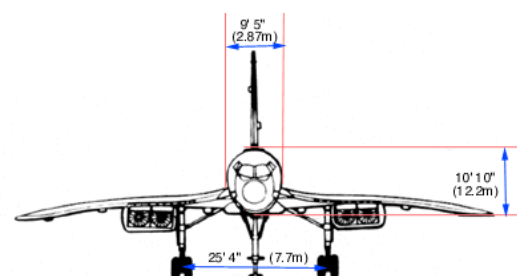
4 motori 593 Olympus Mrk610 turbogetto

Costruttore dei motori: Rolls-Royce/SNECMA

Massima spinta prodotta al decollo, per motore 38050 libbre (170 KN) con postbruciatore (contributo alla performance del 20% a massima spinta)

Massima spinta prodotta in crociera supersonica, per motore 10000 libbre

Capacità combustibile 26400 galloni (119500 litri, 95680 kg)



Consumo di carburante in Standby Power: 1100 kg/h (302 galloni/ora)

Consumo di carburante a piena potenza: 10500 kg/h (2885 Galloni/h)

Consumo di carburante a piena potenza con postbruciatore: 22500 kg/h (6180 Galloni/h)

Tipici miglia al gallone per passeggero 17 Miglia

Velocità, Altitudine e Limiti

Massima velocità operativa di crociera Mach 2.04

Velocità al decollo circa 400 km/h

Altitudine operativa massima 60.000 Ft

Massima incidenza positiva (angolo di attacco) 16.5 Gradi

Massima incidenza negativa (angolo di attacco) 5.5 Gradi (a circa Mach 1.0)

Sviluppo progetto

Problemi strutturali

Ad alte velocità, durante le virate e le imbardate vengono sviluppate forze aerodinamiche intense, che provocano la distorsione della struttura dell'aereo. Questo inconveniente venne risolto evitando di utilizzare gli alettoni più esterni ad alte velocità e impiegando solo quelli interni che erano collegati alla parte più robusta delle ali.

A causa della velocità di decollo relativamente elevata (400 km/h), il Concorde doveva possedere un adeguato sistema frenante. Era utilizzato un sistema antibloccaggio analogo all'ABS impiegato oggi giorno nelle autovetture.

I freni erano in carbonio e potevano fermare il velivolo con peso di 188 tonnellate mentre si muoveva a 305 km/h in uno spazio di circa 1600 m. Questo poteva accadere in caso di annullamento del decollo. Un altro problema sorse quando i progettisti si accorsero che il carrello d'atterraggio doveva essere particolarmente robusto, a causa dei notevoli carichi generati dal caratteristico angolo d'attacco necessario per il decollo causato dalle ali a delta. Questo aumento dei carichi ne rese necessaria la riprogettazione.

Propulsori

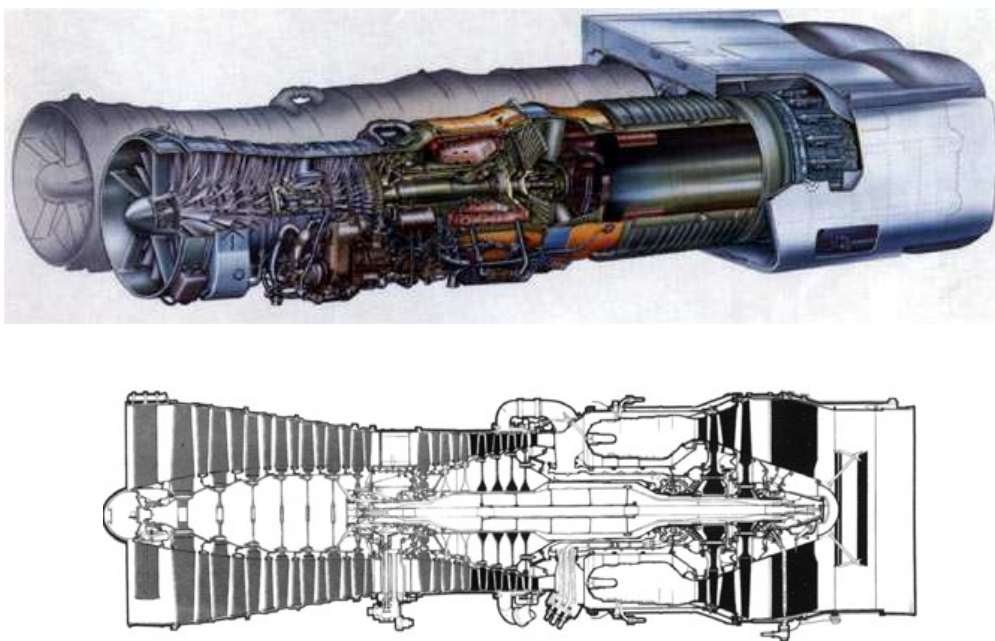


Figura 3-propulsori

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

Un particolare critico per i propulsori era costituito dalle prese d'aria. Tutti i propulsori convenzionali possono ricevere l'aria ad una velocità di circa Mach 0.5 e quindi il flusso d'aria doveva essere rallentato dalla velocità iniziale di Mach 2.0. Inoltre dovevano essere controllate le onde d'urto generate da questo rallentamento per evitare che danneggiassero il propulsore. Vennero progettate delle prese d'aria che contenevano delle alette e un flap ausiliario, in grado di modificare la loro posizione durante il volo per rallentare il flusso d'aria entrante. Il flap poteva disporsi in posizione rialzata oppure piatto. Durante il decollo, quando la richiesta di aria da parte del propulsore era elevata, le alette erano piatte ed il flap era in posizione rialzata, in modo da permettere ad una maggiore quantità d'aria di entrare. Al raggiungimento di Mach 0.9 il flap si chiudeva, e a Mach 1.3 le alette interne si spostavano per generare le onde d'urto. Alla velocità di crociera, attorno a Mach 2.0 le alette erano spostate ulteriormente verso il basso.

Il malfunzionamento di un propulsore su un velivolo convenzionale procura vari problemi: oltre alla perdita di potenza su un lato, il propulsore non funzionante crea un notevole attrito, e causa l'imbardata e la deriva del velivolo nella direzione del propulsore non funzionante.

A velocità supersoniche può avere conseguenze catastrofiche, con il cedimento della struttura dell'aereo. Poiché se un propulsore non funziona il suo fabbisogno d'aria è nullo, nel Concorde era prevista l'apertura del flap e l'estensione totale delle alette, in modo da deflettere l'aria verso la parte posteriore del propulsore.

Questo avrebbe diminuito gli effetti d'attrito del propulsore, aumentando la portanza. Nei test effettuati il Concorde fu in grado di "spegnere" entrambi i propulsori situati su un lato del velivolo ad una velocità di Mach 2 senza problemi di controllo.

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 funzionamento erano spenti. A causa della alta inefficienza dei propulsori a basse velocità, il Concorde consumava due tonnellate di carburante solo per la fase di rullaggio a terra. Per risparmiare carburante solo i due propulsori esterni erano accesi dopo l'atterraggio. La spinta di due propulsori era sufficiente per le fasi di rullaggio poiché l'aereo era molto leggero.

Velocità subsonica

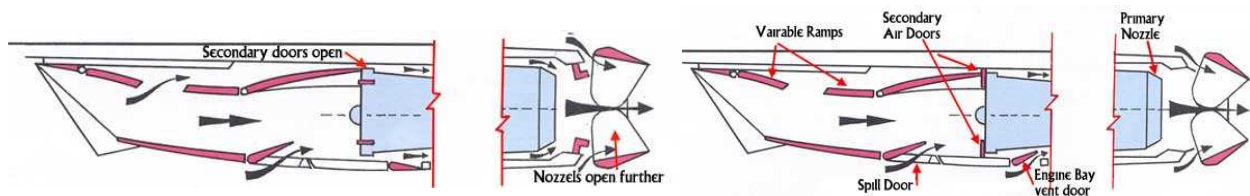


Figura 4-Intake

Al decollo i motori necessitano del massimo flusso d'aria, quindi le rampe sono completamente retratte e la banderuola di ingresso ausiliaria è spalancata. Questa banderuola si tiene aperta aerodinamicamente.

L'insenatura ausiliare comincia a chiudersi con l'aumento del numero di Mach ed è completamente chiusa nel momento che l'aeromobile raggiunge Mach 0.93. Poco dopo il decollo l'aereo entra nella procedura di riduzione del rumore in cui il postbruciatore è spento e la potenza è ridotta.

Gli ugelli secondari sono aperti per consentire l'entrata di ulteriore aria. A bassa velocità tutta l'aria nel motore è del flusso d'aria primario e le porte secondarie sono tenute chiuse. Mantenerle chiuse impedisce l'assunzione al motore del proprio gas di scarico. A circa Mach 0.55 il secondario di scarico inizia ad aprirsi in funzione del numero di Mach ed è pienamente

aperto quando l'aeromobile è in M1.1. Le rampe iniziano a spostarsi in posizione a Mach 1.3 mentre l'onda d'urto inizia ad entrare.

Nel moto subsonico, l'82% della spinta che viene sviluppata dal motore è per il 6% degli ugelli e per il 21% delle assunzioni secondarie.

Velocità supersonica

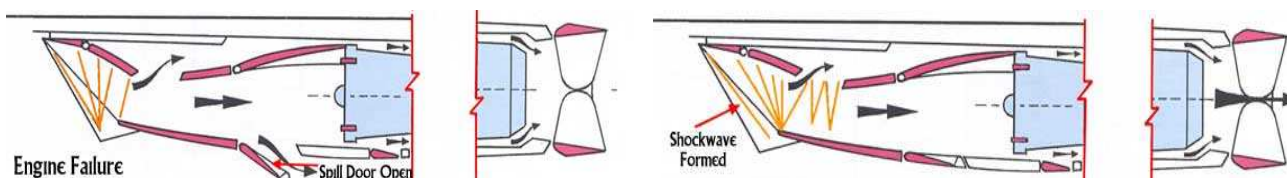


Figura 5-intake variazione onde d'urto

Alla velocità supersonica di Mach 2.0 le rampe si sono spostate a metà dell'escursione disponibile, rallentando l'aria producendo un'onda di shock supersonica (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 potenza è derivata dal motore, il 29% dagli ugelli e un'impressionante 63% dagli Intakes. La procedura riduce la probabilità di colpi sul motore.

Autonomia

Era previsto che il Concorde volasse da [Londra](#) a [New York](#) o [Washington D.C.](#) senza scali, e per raggiungere questo requisito i progettisti riuscirono a dotarlo della maggiore autonomia posseduta da un aereo supersonico.

Questo risultato venne conseguito attraverso un'attenta progettazione delle ali per ottenere un buon rapporto portanza/attrito, una sofisticata ottimizzazione dei propulsori a velocità supersoniche, un carico relativamente leggero e una grande quantità di carburante.

Manovrabilità



Figura 6- organi di manovra

Il Concorde è stato uno dei primi aeromobili fly-by-wire in tutto il mondo. Con il fly-by-wire, l'aeromobile è controllato per mezzo di segnali elettrici inviati agli azionamenti idraulici che controllano il volo e che consistono in 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 controllata da un Powered Flying Control Unit (PFCU).

Problemi di riscaldamento

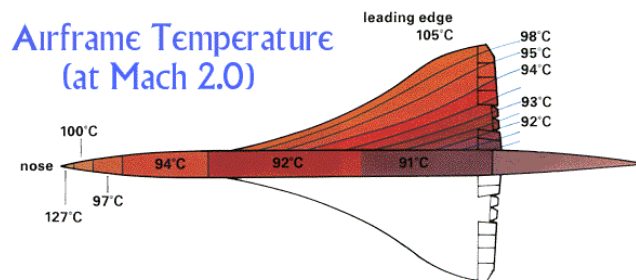


Figura 7- andamento delle temperature

Oltre ai propulsori, le parti più calde della struttura di un aereo supersonico si trovano nella parte anteriore. Gli ingegneri volevano utilizzare duralluminio in tutto l'aereo per migliorare i costi e la fabbricazione. La temperatura più alta che poteva sopportare l'alluminio utilizzato durante tutta la vita dell'aereo era di 127 °C, valore che limitò la velocità massima a Mach 2.02. Durante il volo supersonico i finestrini nella cabina di pilotaggio diventavano talmente caldi da non poter essere toccati.

Dopo il decollo, l'aereo si raffreddava man mano che aumentava la quota e successivamente si riscaldava dopo essere entrato in regime supersonico. Prima dell'atterraggio avveniva l'opposto, con un raffreddamento e un successivo riscaldamento. Questi sbalzi di temperatura dovettero essere considerati attentamente nella progettazione.

Il riscaldamento dovuto alla velocità supersonica è dovuto alla elevata compressione dell'aria provocata dal moto dell'aereo e avrebbe potuto espandere l'alluminio della fusoliera

di 300 mm, probabilmente causando uno strappo della fusoliera all'altezza del ponte di volo, tra la postazione dell'ingegnere di volo e il resto dell'aereo.

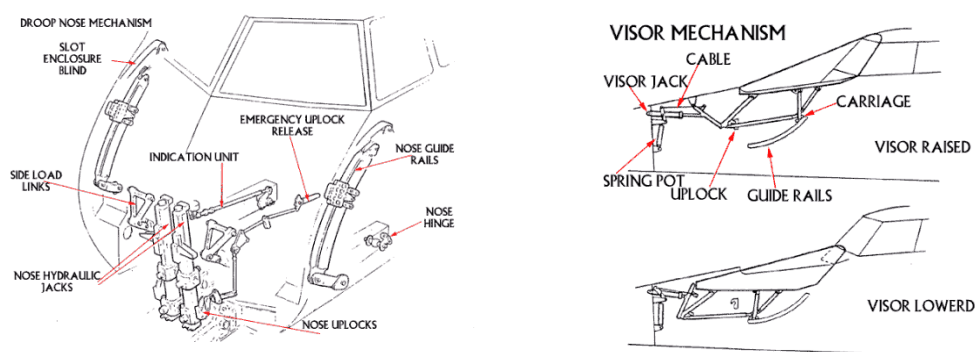


Figura 8-Abbassamento del muso

Il famoso "muso" del Concorde che poteva essere abbassato fu il risultato di un compromesso tra la necessità di una forma aerodinamica per ridurre l'attrito ed aumentare l'efficienza in volo e la necessità dei piloti di avere una buona visuale durante le fasi di taxi, decollo e atterraggio. Un aereo con ali a delta decolla e atterra con un angolo d'attacco elevato rispetto ad altre configurazioni, a causa del modo con cui le ali a delta generano la portanza. La parte anteriore affusolata avrebbe ostruito la visuale dei piloti della pista, quindi è stata progettata per essere abbassata. Durante il volo il muso era riportato in posizione orizzontale e veniva alzato un visore posizionato davanti alla finestra per migliorare la forma aerodinamica. Un dispositivo nella cabina di pilotaggio ritraeva il visore e abbassava il "muso" di 5° rispetto alla posizione orizzontale nelle fasi di decollo e rullaggio. Dopo il decollo il "muso" veniva riposizionato orizzontalmente e veniva alzato il visore. Poco prima dell'atterraggio il visore veniva nuovamente abbassato e il "muso" abbassato di 12.5° per assicurare la visibilità massima. Dopo l'atterraggio, il muso era portato ad una inclinazione di 5° per evitare la possibilità di danni. In rare occasioni, il Concorde avrebbe potuto decollare con il muso completamente abbassato. Infine, era possibile tenere il visore abbassato e il muso orizzontale. Questa configurazione era utilizzata per brevi voli subsonici. Il naso è situato in avanti rispetto alla paratia in pressione, ma è incernierato circa sotto i posti a sedere dei piloti. Il naso si muove su guide che scorrono su entrambi i lati della paratia. Il naso è azionato da una coppia di martinetti idraulici che lavorano in parallelo. Entrambi i jack hanno la parte superiore collegata alla paratia e la parte inferiore alla struttura del naso. Il naso è tenuto in posizione dalla pressione idraulica che ferma le forze aerodinamiche che agiscono su di esso. Il meccanismo del visore è contenuto dentro il naso. Il visore è mosso su due rotaie da un martinetto idraulico. Il visore, come il naso, ha un blocco superiore in dotazione, ma è tenuto nella posizione bassa dalla pressione idraulica.

Pressurizzazione della cabina



Generalmente le cabine degli aerei di linea sono pressurizzate a 1 800 - 2 400 m di altezza, mentre l'aereo vola molto più alto. La pressurizzazione del Concorde era impostata ad una altezza inferiore rispetto agli altri jet commerciali, quindi era più elevata. Una riduzione improvvisa della pressione è pericolosa per tutte le persone presenti a bordo.

L'altezza massima di crociera del Concorde era di 18 000 m (anche se l'altitudine tipica era di 17 000 m), mentre quella degli aerei di linea subsonici è generalmente inferiore a 12 000 m. Oltre i 15 000 m la carenza di ossigeno può causare la perdita di conoscenza, anche ad un atleta allenato, in 10-15 secondi.

Una breccia nella fusoliera avrebbe causato una perdita di pressione così rapida da rendere inutili anche le maschere ad ossigeno, e causare velocemente ipossia. Per questo motivo, il Concorde aveva dei finestrini più piccoli 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 una procedura di discesa rapida per giungere ad una altitudine di sicurezza.

I piloti avevano delle maschere di tipo CPAP tramite le quali l'ossigeno viene inviato ad una pressione maggiore nei polmoni.

Progetto "B"

Nonostante gli sforzi, poco dopo i primi voli venne progettato un modello "B" con una maggiore quantità di carburante e delle ali leggermente più ampie con ipersostentatori alle estremità per aumentare ulteriormente le performance aerodinamiche a tutte le velocità. Inoltre erano previsti propulsori più potenti equipaggiati con dispositivi per la riduzione del rumore e privi di postbruciatori, che consumavano molto carburante ed erano rumorosi. Queste modifiche avrebbero aumentato la portata di 500 km, anche con un carico maggiore, e avrebbero permesso di aprire nuove rotte commerciali.

Il Concorde "B" venne tuttavia cancellato a causa dell'insuccesso commerciale.

Il flusso di radiazioni ionizzanti provenienti dallo spazio esterno presente alle altitudini di crociera del Concorde è doppio rispetto a quello a cui sono esposti i passeggeri che viaggiano

su un volo convenzionale. A causa del tempo di volo ridotto, tuttavia, la dose equivalente totale di radiazione era inferiore rispetto a quella assorbita in un volo tradizionale. In caso di occasionali aumenti dell'attività solare era presente nel ponte di volo un radiometro e uno strumento per misurare il tasso di diminuzione delle radiazioni.

Se i livelli fossero divenuti eccessivi, i piloti sarebbero scesi sotto i 14 000 m. Tramite la lettura del tasso di diminuzione era possibile capire se era necessario scendere ulteriormente di quota, diminuendo il tempo trascorso ad altitudini non sicure.

Venne poi avviato un programma di modifiche, tra cui controlli elettronici più sicuri, linee di alimentazione dei serbatoi in kevlar e gomme appositamente concepite per essere più resistenti.

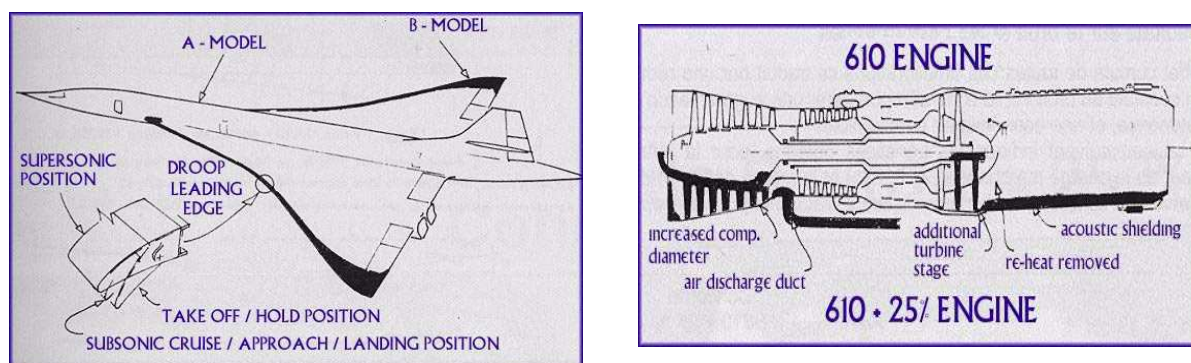


Figura 9- progetto B concorde

Modifiche delle unità di propulsione

La maggior parte del rumore prodotto dal Concorde in decollo e atterraggio proviene dalla zona aerodinamica in prossimità degli ugelli di scarico.

Il motore, che è stato ottimizzato per crociera supersonica, piuttosto che per volo subsonico, sarebbe modificabile in modo da beneficiarne in tutta la gamma di velocità e, in particolare, miglioramenti possono essere effettuati per il consumo di carburante in transonico, dando così un aumento della gamma di funzionamento richiesto.

Fisicamente, la modifica consiste in un aumento di diametro del compressore eliminando il compressore di bassa pressione ed aggiungendo uno stadio di turbina.

L'installazione di un sistema di scarico per aumentare il margine di flusso d'aria attraverso il motore si tradurrebbe in un aumento di flusso d'aria che raggiunge il 25% al decollo e del

35% durante l'avvicinamento.

La spinta guadagnata al decollo e al transonico rende possibile la rimozione del postbruciatore con il suo sistema molto pesante e significativo consumo di carburante oltre al rumore generato.

Per ridurre il rumore del getto al decollo e all'avvicinamento un altro miglioramento è fatto tramite trattamento acustico della presa d'aria e dell'ugello.

Spostamento del centro di pressione

Quando un aereo sorpassa il numero di Mach critico, il centro di pressione si sposta all'indietro. Questo fenomeno provoca un beccheggio del velivolo, poiché il centro di gravità non si sposta.

Gli ingegneri progettarono le ali specificatamente per eliminare lo spostamento del centro di pressione che tuttavia, seppur ridotto, rimase presente (di circa 2 metri).

Esso avrebbe potuto essere compensato tramite le superfici di controllo, tuttavia alle velocità estremamente elevate di crociera sarebbe aumentato notevolmente l'attrito.

Venne quindi implementato un sistema di spostamento interno della distribuzione del carburante durante l'accelerazione e la decelerazione per spostare il centro di gravità.

Sistema di alimentazione 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 un dissipatore di calore per il raffreddamento, per il condizionamento e anche dal motore come olio lubrificante.

Centro di gravità e di trasferimento del combustibile

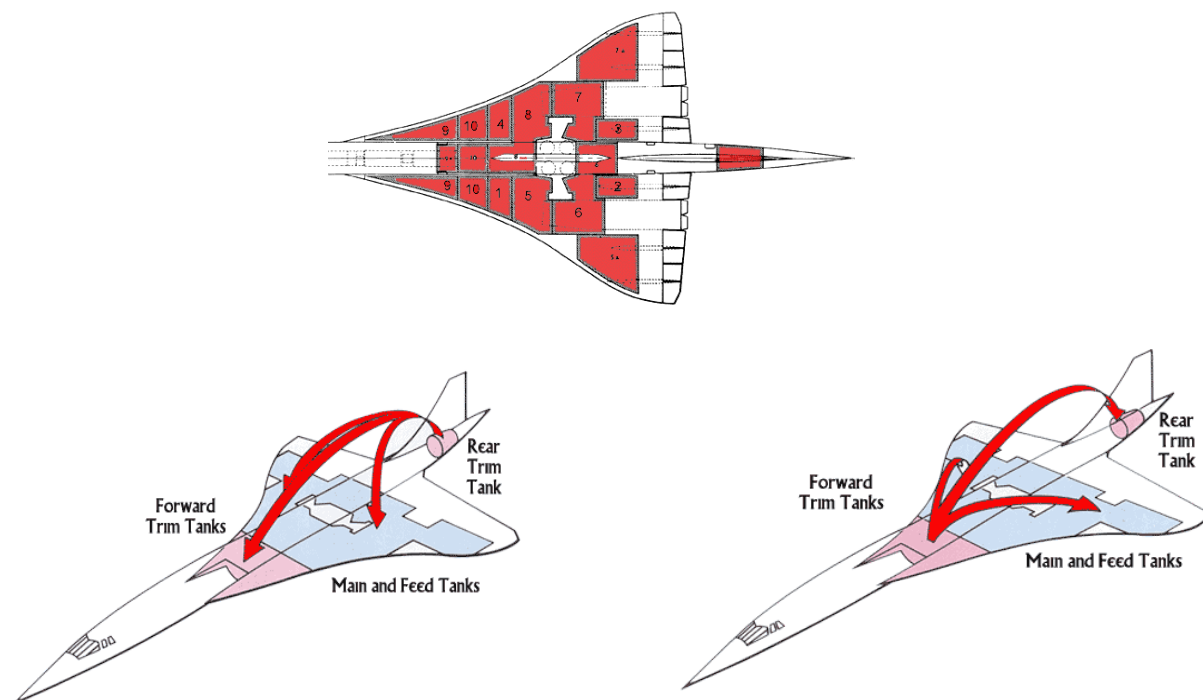


Figura 10- spostamento centro di gravità

Come accennato sopra il centro di gravità sul Concorde è critico affinché sia in grado di mantenere velocità supersoniche e volare con successo anche a bassa velocità. 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 per agire sul centro di pressione 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 l'accelerazione attraverso 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 6 ft (2 metri).

Durante la decelerazione, del carburante è pompato in avanti perché è necessario spostare il centro di gravità nuovamente per compensare lo spostamento del centro di pressione. Una volta a terra si ristabilisce il corretto equilibrio dell'aeromobile.

Il movimento di combustibile fornisce anche ulteriori prestazioni a bassa velocità: con il peso arretrato durante il decollo e l'atterraggio gli alettoni si possono spostare verso il basso

per contrastare questo peso e, così facendo, aumenta la salita 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 virare senza agire sugli alettoni che produrrebbero attrito e ridurrebbero le prestazioni.

I trasferimenti di carburante sono effettuati dall'ingegnere di volo dal suo pannello di controllo del carburante. Il pannello consente all'ingegnere di programmare i trasferimenti da effettuare automaticamente e fermarsi quando i quantitativi di carburante sono stati spostati in modo corretto.

Sistemi di propulsione aeronautica

In questo capitolo vengono presentati i principali aeroreattori utilizzabili su un velivolo supersonico; per questo motivo sono stati omessi tutti i motori che prevedono l'uso di un elica, incompatibile con il volo supersonico.

Si ricorda che si definiscono aeroreattori quei motori che usano essenzialmente aria come propellente.

Turboreattore semplice

E' il più semplice degli aeroreattori e genera spinta utilizzando un ugello per la trasformazione dell'energia termica posseduta dal propellente a valle della turbina in energia cinetica (Fig.1)

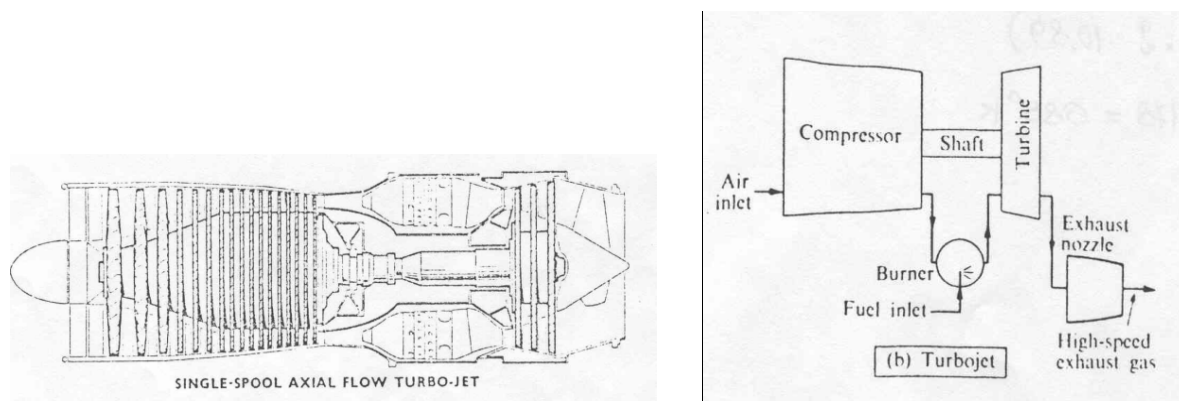


Figura 1

Oltre al generatore di gas (*compressore - camera di combustione - turbina*) presenta solo un altro convertitore di energia: *l'ugello che ha funzione di generatore di spinta.*

Il generatore di gas è alimentato in aria dalla presa d'aria che si può considerare un particolare condotto di alimentazione in quanto fornisce aria nella quantità e nelle condizioni richieste dal compressore.

Il turboreattore semplice permette di realizzare elevate velocità di volo fornendo elevate spinte per unità di massa strutturale del motore ma la spinta è realizzata a costo di un elevato consumo di combustibile in quanto, ricordiamo, tale motore *fornisce spinta accelerando molto una piccola massa di propellente.*

La variazione di quantità di moto subita dal propellente nell'attraversare l'ugello è dovuta principalmente all'energia termica fornita al propellente (elevato consumo di combustibile) e

poi dal grado di sfruttabilità della stessa (compressori con elevato rapporto di compressione).

L'espressione della spinta, trascurando l'eventuale spinta statica, è la seguente:

$$S = \dot{m}_a [(1 + f)V_u - V_0] \quad (1)$$

La condizione di funzionamento è rappresentata dall'eguaglianza dei lavori turbina – compressore:

$$\dot{m}_a c_{pc} (T_{03} - T_{02}) = \dot{m}_a (1 + f) c_{ph} (T_{04} - T_{05}) \quad (2)$$

e dall'esistenza di due gole soniche al distributore di turbina e nella sezione di gola dell'ugello, che porta alla relazione:

$$\frac{A_u}{A_4} = \left(\frac{T_{04}}{T_{05}} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (3)$$

I limiti del turboreattore semplice sono legati, da un lato, al limite strutturale della turbina (problema comune ad altri motori), dall'altro, al consumo ed al rumore indotto dalla elevata velocità e alla elevata temperatura dei gas di scarico.

In Fig. 2 è messo in evidenza sia il vantaggio di utilizzare compressori con elevato rapporto di compressione sia l'aumento di consumo specifico corrispondente all'ottenimento di migliori prestazioni in termini di spinta specifica e Mach di volo.

Ovviamente il ruolo della massima temperatura raggiungibile dalla turbina è fondamentale sia per le prestazioni ottenibili sia per i conseguenti consumi di combustibile.

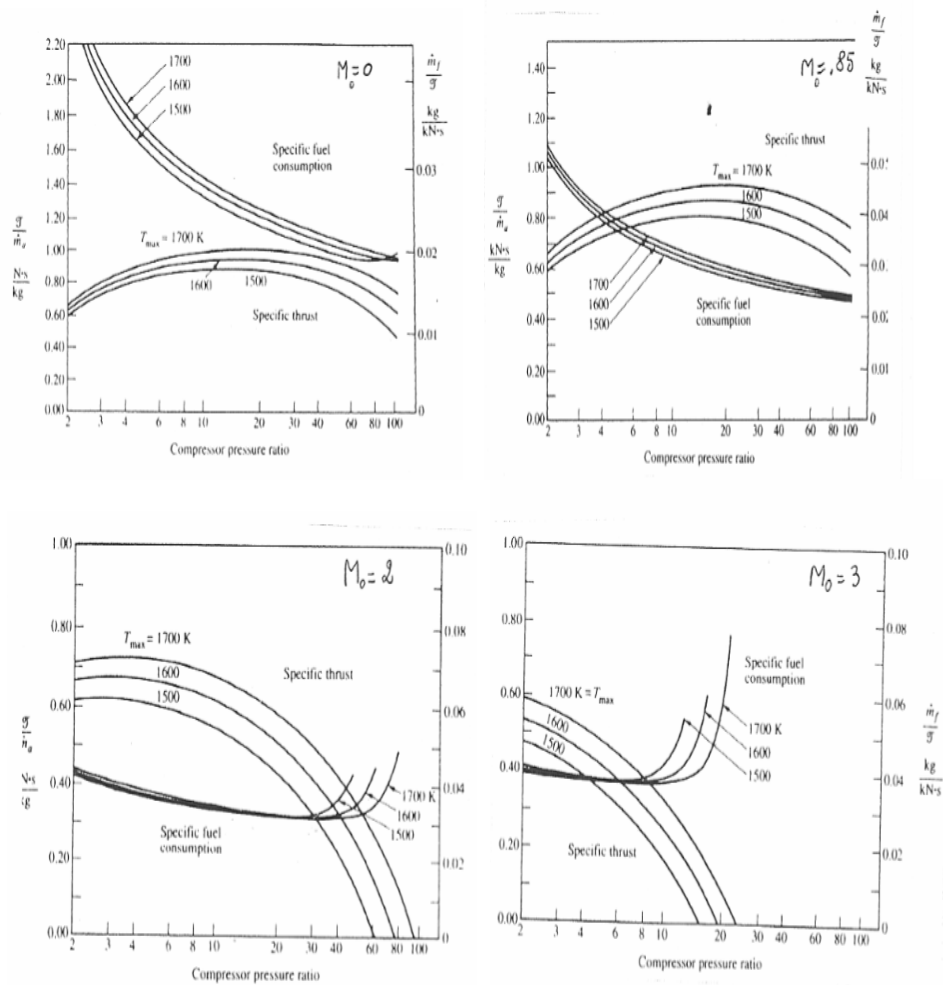


Figura 2

Il limite strutturale della turbina impone la massima temperatura T_{04} e di conseguenza la massima velocità di efflusso u_e .

La post-combustione permette di ottenere una u_e più elevata realizzando un aumento della temperatura di ristagno nell'ugello e lasciando inalterata la temperatura T_{04} .

Post-combustione

E' un sistema che permette di aumentare la Spinta fornita dal motore quando il generatore di spinta è un ugello.

Esso consiste nel provocare una seconda combustione nei gas all'uscita dalla turbina, prima di inviarli nell'ugello. (Fig. 3)

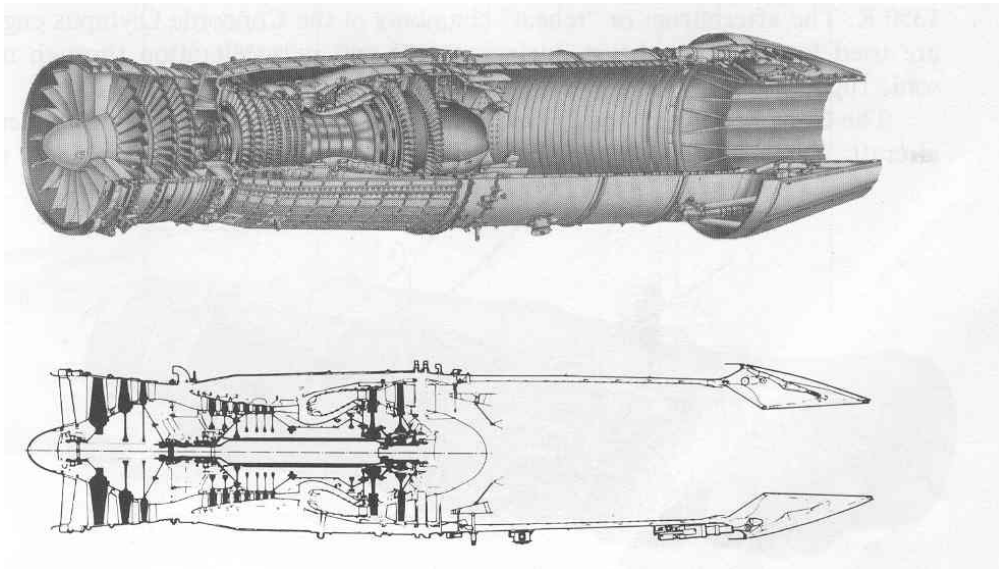


Figura 3

In Fig. 5 è riportato il ciclo dell'aeroreattore, modificato per l'esistenza di un processo di combustione dopo la turbina (Fig. 4).

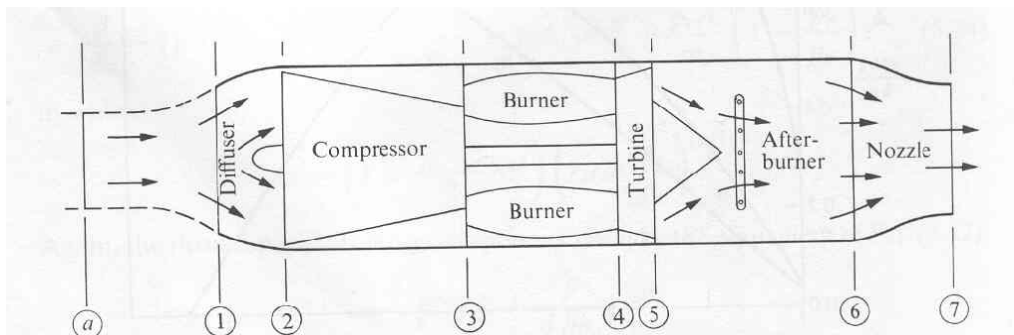


Figura 4

Come si può notare questo sistema non aumenta la sfruttabilità dell'Energia termica (*in un processo di combustione la pressione di ristagno al massimo rimane costante*) ma aumenta l'Energia stessa. Quindi si capisce come l'ottenimento di queste elevate prestazioni è accompagnato da un notevole dispendio energetico ragion per cui si adopera tale sistema solo in alcune fasi del volo, al decollo ad esempio o quando (si parla di aerei militari) è necessario imprimere al velivolo una accelerazione immediata.

E' possibile realizzare la post-combustione in quanto la ricchezza della miscela negli aeroreattori è molto minore di quella stechiometrica per cui la miscela dopo la turbina è ricca di ossigeno non utilizzato nella combustione. Non esistendo i vincoli di T_{max} imposti dalla turbina è possibile raggiungere, iniettando combustibile in modo da realizzare un rapporto di miscela adeguato, temperature più elevate di quelle in camera di combustione. Un aumento della temperatura di ristagno da T_{05} a T_{06} influenza due parametri fondamentali: la velocità di

efflusso dall'ugello, che ricordiamo essere direttamente proporzionale alla radice della temperatura di ristagno a monte dell'ugello:

$$V_u = \sqrt{2 \frac{\gamma}{\gamma-1} RT_{06}} \sqrt{1 - \left(\frac{p_u}{p_{06}} \right)^\gamma}$$

e la portata di massa uscente dall'ugello che, essendo a regime la gola sonora, è invece inversamente proporzionale alla stessa temperatura.

$$\dot{m}_u = f(\gamma) \frac{p_{06} A_{cr}}{\sqrt{RT_{06}}}$$

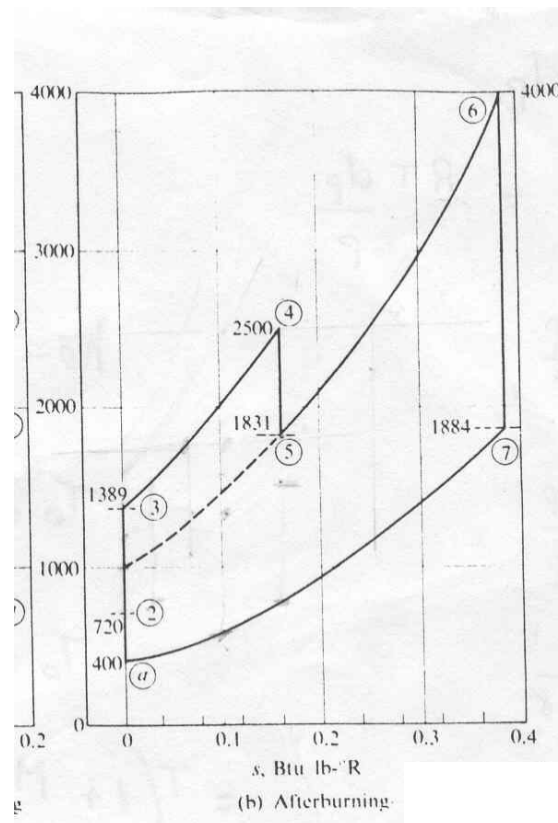


Figura 5

Riprendendo l'espressione della Spinta:

$$S = \dot{m}_u V_u - \dot{m}_a V_0 + (p_u - p_a) A_u$$

si deduce che la post-combustione non ha nessun effetto sulla Spinta, se la geometria dell'ugello è fissa, permette solo di avere la stessa Spinta con un minor consumo di propellente. Per ottenere un aumento di Spinta è necessario rendere la portata costante agendo sulla sezione di gola. In tal modo la Spinta aumenta con la velocità di efflusso.

Tale meccanismo di apertura dell'area di gola dell'ugello all'attivazione della post-combustione non è senza problemi a causa dei tempi diversi necessari per compiere le due operazioni e possono generarsi fenomeni di *ostruzione termica* nel compressore, cioè una riduzione della portata in ingresso al compressore che può comportare il *pompaggio* e lo spegnimento della combustione.

Ovviamente con la post-combustione si esasperano quelli che erano i difetti del turboreattore semplice, cioè un elevato consumo ed un elevato rumore indotto dalla velocità e dalla temperatura dei gas di scarico.

Comunque pur volendo accettare tali “difetti”, all'aumentare della velocità di volo aumenta la temperatura di ristagno dell'aria T_{0a} e se questa raggiunge un valore tale che:

$$T_{0a} + \Delta T_c = T_{04} \quad (4)$$

non è possibile avere un processo di combustione. *Non si può andare oltre nella velocità di volo con un turboreattore semplice.*

Turboreattore a doppio flusso

Proprio questi “difetti” del turboreattore semplice hanno indotto alla sostituzione di questo motore in quasi tutte le applicazioni militari e civili con quello che viene chiamato: turboreattore a doppio flusso o turbofan o motore con elica intubata. (Fig.6).

In questo motore la Spinta è realizzata con una minore velocità dei gas all'uscita dell'ugello (minore consumo di combustibile e minori problemi di rumore) e con una maggiore portata di propellente (aria) (*accelerando poco una grande massa di propellente*).

In questo motore due differenti masse di aria contribuiscono a fornire spinta al motore:

- Una corrente di aria calda m_{ah} che, al pari di quanto accade nel turboreattore semplice riceve energia termica sfruttabile dal gruppo compressore – camera di combustione – turbina.
- Una corrente di aria fredda m_{ac} che, al contrario, riceve energia soltanto da un compressore secondario (il fan) e in tale stato si presenta al generatore di spinta (l'ugello).

L'energia al compressore secondario viene fornita sempre da una turbina che può essere la

stessa del generatore di gas oppure (come è normalmente) una turbina separata posta a valle della turbina principale. La separazione delle due turbine è opportuna perché essendo diversi i rapporti di compressione e le dimensioni dei due compressori anche il loro numero di giri ottimo sarà diverso per cui avere alberi separati è la soluzione migliore rispetto all'inserimento di ingombranti scatole di riduzione.

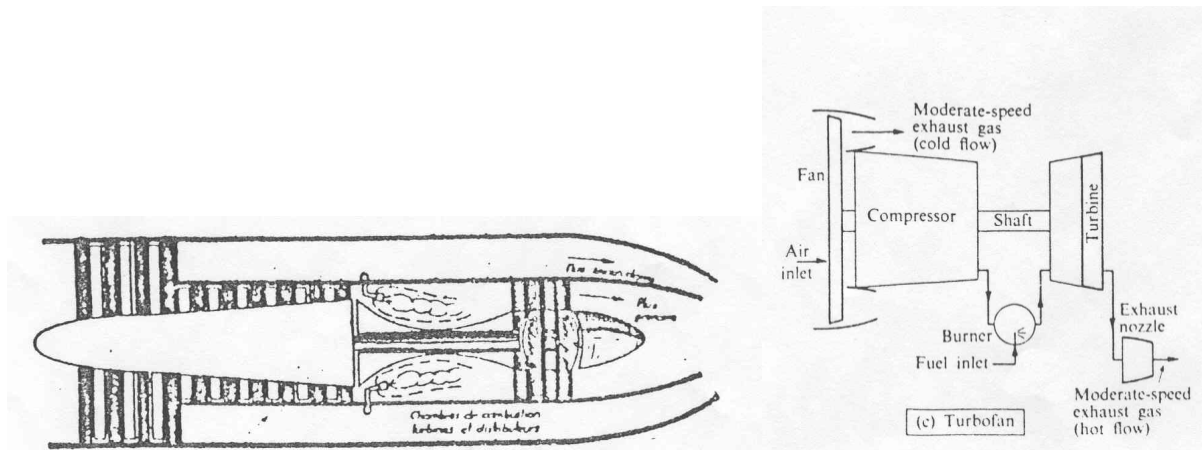


Figura 6

Il ciclo termodinamico sarà modificato solo nella parte finale in quanto esso è riferito alla corrente di aria calda che subisce sempre la stessa evoluzione. Solo a valle della turbina, abbiamo un cambiamento: i gas caldi non vanno direttamente nell'ugello ma cedono una parte della loro energia attraverso un'altra turbina al compressore secondario il cui compito è quello di trasferire tale energia al flusso d'aria fredda che lo attraversa. Ciò comporta che la temperatura di ristagno e la pressione di ristagno dei gas caldi all'ingresso dell'ugello del generatore di gas sono più basse e di conseguenza la velocità di efflusso dei gas caldi sarà minore. La Spinta fornita dall'intero motore sarà data quindi da:

$$S = \dot{m}_{ah} [(1 + f)V_{uh} - V_0] + \dot{m}_{ac} (V_{uc} - V_0) \quad (5)$$

Introducendo il rapporto di bypass:

$$BPR = \frac{\dot{m}_{ac}}{\dot{m}_{ah}} \quad (6)$$

si ha:

$$\frac{S}{\dot{m}_{ah}} = (1 + f)V_{uh} - V_0 + BPR (V_{uc} - V_0) \quad (7)$$

nella quale le due velocità di efflusso sono dipendenti l'una dall'altra attraverso il rapporto

di bypass BPR e attraverso il rapporto di compressione del fan β_f .

La condizione di equilibrio che nel turboreattore semplice è rappresentata dall'equazione (2), nel caso di turboreattore a doppio flusso si scrive:

$$(1 + f)c_{ph}(T_{04} - T_{05}) = c_{pc}(T_{03} - T_{02}) + BPR c_{pc}(T_{08} - T_{02}) \quad (8)$$

da cui si può ricavare il rapporto di espansione della turbina che risulta funzione ovviamente dei rapporti di compressione dei due compressori e del rapporto di bypass.

Nelle Figg. 7 e 8 sono riportati rispettivamente i valori della Spinta specifica e del consumo specifico in funzione del rapporto di bypass, parametrizzati in β_f .

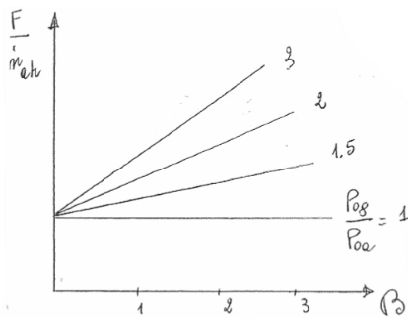


Figura 7

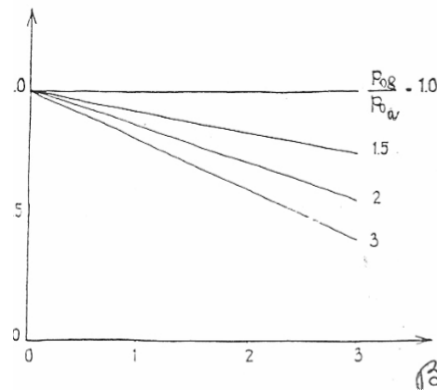


Figura 8

La determinazione dell'aliquota di energia da fornire al compressore secondario per una data entalpia disponibile viene determinata con un processo di ottimizzazione della Spinta globale offerta dal motore.

Inoltre, fissata la energia fornita al compressore secondario, il rapporto di compressione β_f e di conseguenza la velocità di efflusso V_{uc} dipende dalla massa di aria fredda elaborata e quindi dal rapporto di bypass.

La scelta ottima terrà conto dell'influenza che questi due parametri hanno sul peso e l'ingombro del motore e quindi sulla resistenza aerodinamica.

Aumentare il rapporto di compressione del fan vuol dire aumentare il numero degli stadi e quindi il peso del compressore ma aumentare il rapporto di bypass vuol dire aumentare la sezione frontale e quindi la resistenza aerodinamica.

Se riportiamo, in funzione del BPR , l'incremento di Spinta e l'incremento di Resistenza

aerodinamica vediamo (Fig.9) come si viene ad individuare un valore massimo del BPR . Tale valore dipende dal particolare velivolo e dalla missione.

La geometria, il Mach di volo sono parametri essenziali per quantificare quanto detto. Comunque il rapporto di bypass ottimo si aggira normalmente su valori fra 5 e 10.

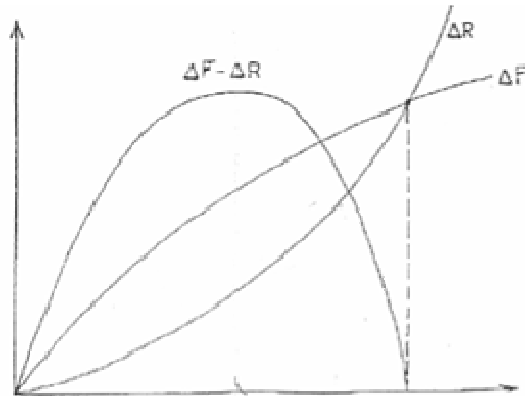


Figura 9

In Fig.10 sono riportate le prestazioni di un turboreattore a doppio flusso in funzione del rapporto di compressione β_c confrontabili con quelle riportate nella Fig.2 per un turboreattore semplice.

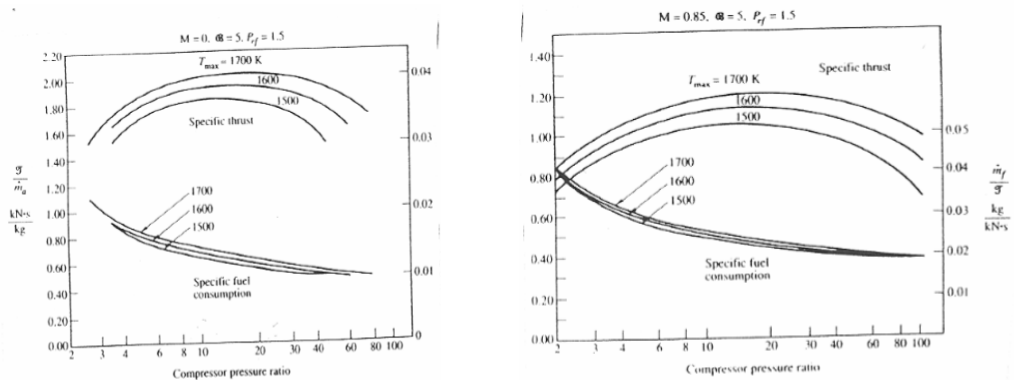


Figura 10

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. 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 che permette una ottima sfruttabilità cinetica dell'energia. E' possibile infatti utilizzare in tal caso un ugello supersonico essendo il rapporto di espansione p_{06}/p_u maggiore del rapporto p_{06}/p_{cr} e avere un rendimento dell'ugello e una velocità di efflusso molto elevati.

L'elevata pressione in camera è dovuta alla elevata pressione dinamica dell'aria: questo motore infatti, non avendo il compressore, può funzionare solo se la velocità relativa fra aria e velivolo è elevata al punto da generare una notevole pressione dinamica (Fig.11).

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 dell'aria entrante

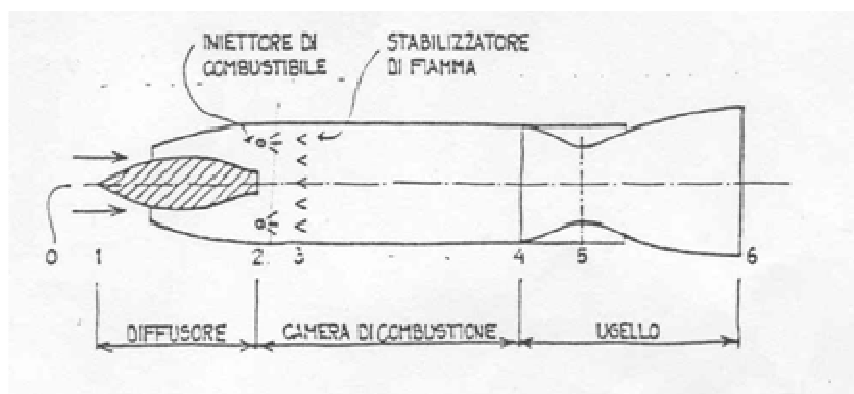


Figura 11

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 dell'ugello. Tipicamente questo valore è intorno a 2 – 2.5. Il limite superiore è fissato, più che dalla resistenza dei materiali alle elevate temperature, dalla efficienza delle prese d'aria sempre più bassa all'aumentare del numero di Mach. Pertanto oltre Mach = 4.5 non è più

conveniente utilizzare questo tipo di motore.

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

$$P_{06} = P_{0a}$$

per cui nell'ipotesi di ugello adattato, cioè : $P_u = P_a$, e considerando $\gamma = \text{cost}$ si ha $M_u = M_0$ e quindi:

$$V_u = \frac{a_u}{a_o} V_0 \quad (15)$$

Essendo:

$$\frac{T_u}{T_a} = \frac{T_{0u}}{T_{0a}} = \frac{T_{06}}{T_{0a}} \quad (16)$$

si ha:

$$V_u = \frac{\sqrt{T_{06}}}{\sqrt{T_{0a}}} V_0 \quad (17)$$

Pertanto possiamo scrivere l'equazione della Spinta specifica nel seguente modo:

$$\frac{S}{\dot{m}_a} = M_0 \sqrt{\gamma R T_a} \left[(1+f) \sqrt{\frac{T_{06}}{T_a} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right)^{-1}} - 1 \right] \quad (18)$$

Gli andamenti della Spinta specifica e del Consumo specifico in funzione del numero di Mach di volo sono riportati in Fig. 12 per diversi valori della temperatura dei gas di combustione.

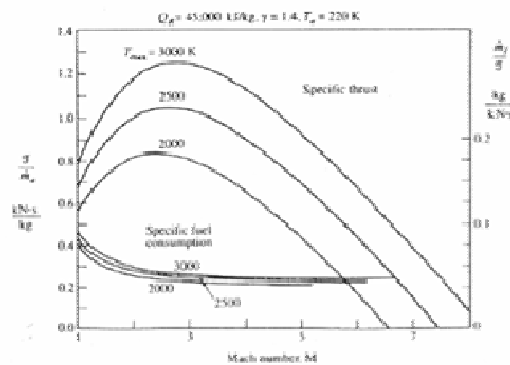


Figura 12

Statoreattore con combustione supersonica (Scramjet)

Oltre il valore del $Mach = 5$ non è più conveniente tale propulsore essendo l'efficienza della presa d'aria eccessivamente bassa. Conviene a tal punto effettuare la combustione in regime supersonico a $Mach$ circa $= 2$. Ciò significa che la presa d'aria ha il compito di rallentare l'aria restando nel regime supersonico e quindi con una efficienza molto più elevata di una presa d'aria che dal supersonico deve rallentare l'aria ad un $Mach$ circa $= 0$

Ovviamente la combustione supersonica presenta delle difficoltà soprattutto per quanto riguarda la stabilizzazione della fiamma nella fase di accensione.

Particolare attenzione deve essere rivolta alla progettazione della camera di combustione e al sistema di iniezione del combustibile. Una soluzione può essere quella di iniettare il combustibile sotto la parete entro lo spessore dello strato limite dove cioè la velocità dell'aria è bassa.

L'aumento del $Mach$ di volo comporta un aumento del livello energetico totale dell'aria in ingresso nel motore, quindi della sua temperatura di ristagno e della pressione di ristagno. Per evitare che entrambe diventino troppo elevate (la prima crea problemi di resistenza termica dei materiali, la seconda problemi di resistenza aerodinamica elevata) per raggiungere $Mach$ elevati si deve volare a quote elevate (30000 m per lo scramjet). Ciò comporta ad un certo punto un difetto d'aria per il basso valore della densità a tali quote.

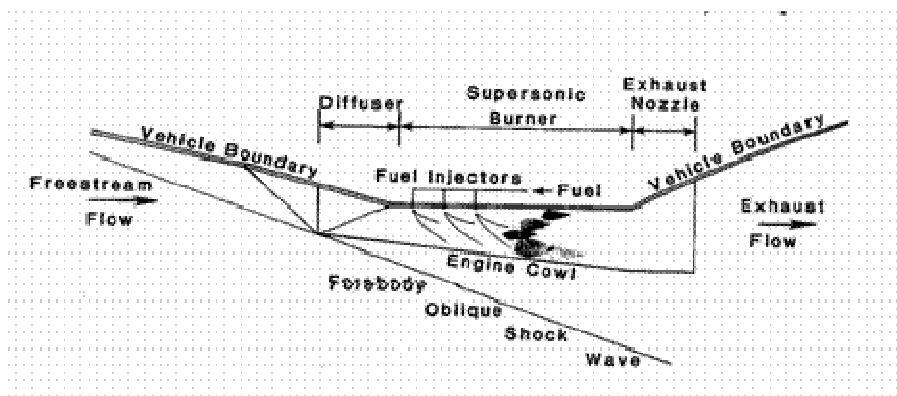


Figura 13

Considerazioni finali

Da quanto si è potuto osservare al variare della velocità di volo cambia l'architettura ideale del motore, in particolare:

turbofan al decollo e in volo subsonico;

turbojet per il volo supersonico fino a Mach 2.5;

ramjet per il volo tra Mach 2.5 e Mach 5;

scramjet per il volo a velocità superiori a Mach 5.

Nel nostro caso si dovrebbe avere un motore che riesca ad elaborare elevate portate d'aria alle basse velocità come nel turbofan, ed essere in grado di sviluppare elevate velocità di scarico nel volo supersonico al pari del turbojet.

Progetto del convertiplano

Progetto

Un importante punto di partenza per evitare confusione tra gli acronimi che definiscono questa categoria di velivoli è il significato dei termini VTOL, STOL, V/STOL, CTOL. Il termine VTOL significa vertical take-off and landing, STOL è riferito a short take-off and landing e in questo caso non si ha la possibilità di configurazioni VTOL ma sono richieste brevi corse per l'atterraggio e il decollo.

Il termine V/STOL indica la capacità di un velivolo di eseguire decolli e atterraggi sia in modo verticale che tramite corse limitate. Un aeromobile con capacità VTOL opera per la maggior parte del tempo come aereo STOL per migliorare il consumo di carburante ed avere un margine di sicurezza maggiore in caso di guasto al motore.

Attualmente i termini VTOL e V/STOL possono essere usati come sinonimi, questo da quando tutte le configurazioni VTOL in considerazione possono eseguire corse di decollo e atterraggio brevi. Il termine CTOL significa conventional take off and landing e si riferisce ai velivoli che effettuano manovre di decollo e atterraggio convenzionali.

la seconda caratteristica di base dei velivoli V/STOL ossia al flusso d'aria verticale generato dall'elica nel volo in hovering.

Come illustrato in figura 1, possono esserci effetti importanti nelle vicinanze dell'area di atterraggio e decollo del velivolo V/STOL, poiché il flusso d'aria ad alta velocità urta e fluisce esternamente in tutte le direzioni.

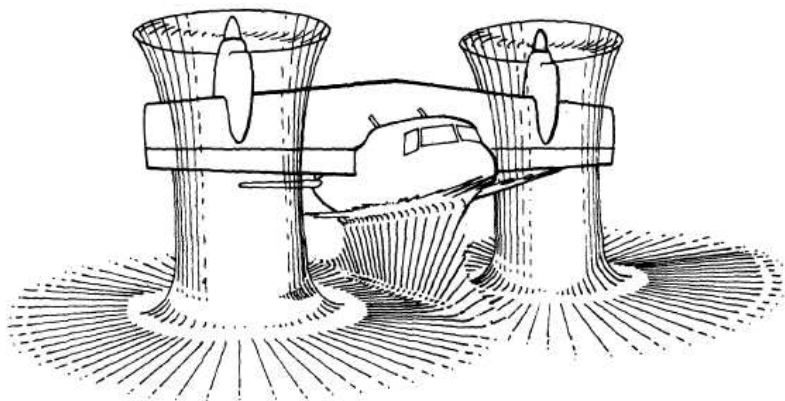


Figura 1 - Illustrazione degli urti e della ricircolazione del flusso d'aria per un velivolo V/STOL

Queste pressioni dei flussi d'aria generate dalle eliche possono causare seri problemi di erosione alle superfici del velivolo, specialmente quando il velivolo V/STOL opera in situazioni dove l'area di decollo o atterraggio non è stata predisposta.

In aggiunta a questo effetto di pressione del flusso dell'elica sulle superfici, ci sono altri importanti effetti quando i flussi dell'elica si uniscono e ricircolano intorno alla struttura e al sistema propulsivo, questo possibile ricircolo di polvere e detriti possono ridurre notevolmente la visibilità del pilota e causare danni al velivolo.

L'ingresso accidentale di oggetti estranei all'interno del motore diventa un problema reale per i velivoli V/STOL che operano in aree non predisposte alle manovre di decollo e atterraggio. I rotori degli elicotteri, le eliche e i fan sono quindi esposti agli effetti della corrosione dei getti di detriti e polveri prodotti dai flussi d'aria di ricircolo, se non è possibile in una data situazione minimizzare questi effetti attraverso un preparazione dell'area di manovra, la soluzione alternativa migliore è quella di usare corse molto corte di decollo e atterraggio a scopo di dirigere i detriti e le polveri all'indietro, lontano dall'aeromobile.

Il ricircolo del flusso dell'elica può inoltre modificare le performance del velivolo V/STOL in hovering e nel volo a bassa velocità, ciò attraverso cambiamenti nelle distribuzioni di pressioni sulla struttura del velivolo e quindi generare sostanziali modifiche alla portanza verticale. Un ulteriore problema può essere dato dal possibile ingresso di gas caldi all'interno del motore i quali possono degradare seriamente la spinta. La figura seguente illustra come gli effetti aerodinamici del ricircolo del flusso d'aria possono variare a seconda del tipo di velivolo V/STOL .

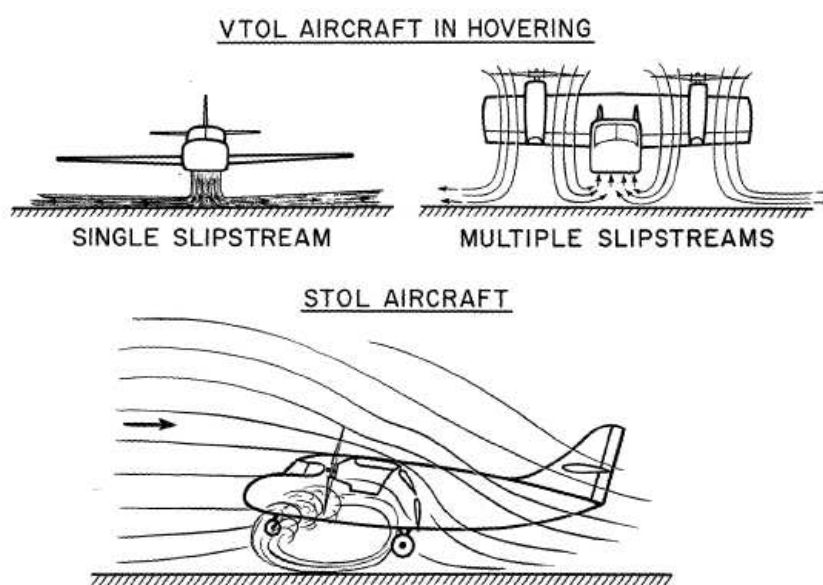


Figura 2 - Flussi intorno ai velivoli V/STOL nell'effetto suolo

Per configurazioni di singolo flusso d'aria in hovering, il flusso urta sul terreno e fluisce radialmente verso l'esterno in tutte le direzioni. Questa alta velocità del flusso d'aria fluente verso l'esterno coinvolge l'aria in quiete posta sopra producendo una riduzione di pressione e un effetto di risucchio verso il basso. Nel caso di flusso d'aria multiplo, i flussi d'aria lungo il terreno s'incontrano sotto il velivolo producendo un flusso d'aria verso l'alto e un aumento della pressione sulla struttura inferiore del velivolo generando un aumento della portanza verticale. Sfortunatamente questo flusso d'aria verso l'alto non è molto stabile o simmetrico e pertanto può produrre momenti di capovolgimento che possono rendere più difficile il volo in hovering del velivolo V/STOL sia quando si trova vicino al suolo che quando è lontano. Inoltre, nel caso di velivolo a getto con flussi d'aria multipli, la ricircolazione di gas di scarico caldi dentro gli ingressi del motore può rappresentare problemi molto seri.. Per le operazioni STOL, ci può essere un effetto suolo dannoso per alcune configurazioni di velivoli, come illustrato nella parte inferiore della figura 2. In questo caso, alcuni flussi d'aria si spingono all'indietro colpendo il suolo e producendo una ricircolazione di flusso d'aria la quale riduce la portanza delle ali. Nel riferimento è mostrato che questo flusso di ricircolazione turbolento può condurre a problemi di controllo per configurazioni ad ala inclinabile che volano a velocità molto basse vicino al suolo.

Tornando al problema generale delle mancanze di stabilità e controllo alle basse velocità, ora si considera la terza caratteristica di base dei velivoli V/STOL. La figura 3 mostra le tipiche variazioni della stabilità aerodinamica e del controllo al variare della velocità asintotica per un velivolo V/STOL che passa dalla fase di hovering alla fase di crociera attraverso la transizione.

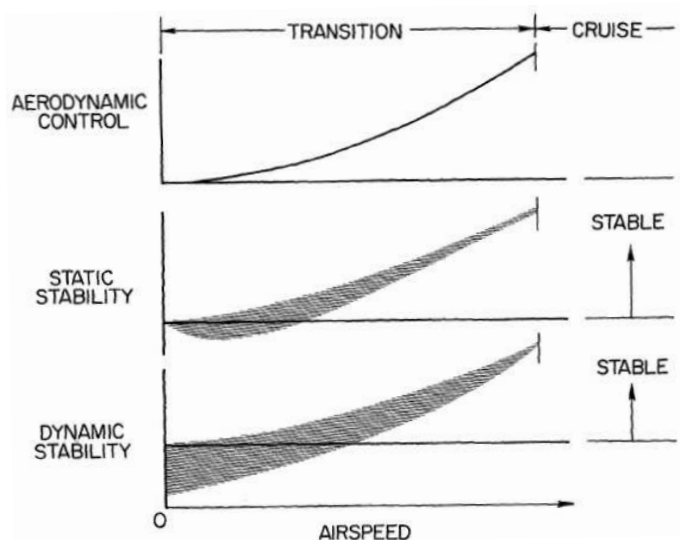


Figura 3 - Controllo e stabilità aerodinamica di un velivolo V/STOL in volo di hovering e transizione.

In questa figura si assume che il velivolo V/STOL abbia un controllo e una stabilità aerodinamica soddisfacente nel volo di crociera e al limite superiore dell'intervallo di transizione rappresentato dall'estremo finale delle curve.

Poiché tutti questi parametri variano con la pressione dinamica del flusso d'aria, essi diminuiscono rapidamente come la velocità dell'aria è diminuita nella transizione. Non c'è alcun controllo di efficienza aerodinamica in hovering a meno che la superficie di controllo si trova in un flusso d'aria ad alta velocità. Pertanto, è spesso necessario fornire un sistema di controllo ulteriore per il velivolo V/STOL specialmente per le fasi di hovering e di volo a basse velocità.

Nel volo in hovering, tutti i velivoli V/STOL possiedono stabilità statica neutra, ossia non c'è l'assetto di stabilità. Per quanto riguarda la stabilità dinamica, le tipologie di velivoli V/STOL a getto presentano caratteristiche di stabilità quasi neutra in hovering ma altri tipi di V/STOL solitamente possiedono instabilità dinamica sottoforma di oscillazioni instabili in beccheggio e rollio.

Questa mancanza di stabilità statica e dinamica non impedisce al velivolo V/STOL di essere pilotato in condizioni di volo a vista, ma ciò può portare a caratteristiche di manovrabilità indesiderate le quali possono essere migliorate da un aumento della stabilità per assicurare operazioni soddisfacenti durante il volo strumentale.

Partendo da quelli che sono stati i problemi riscontrati man mano che ci si addentrava nel progetto si sono cercate delle soluzioni tecniche che ci permettessero di rispettare i vincoli che ci eravamo posti inizialmente.

Si è partiti così dal piano di calpestio delle dimensioni: 1350×5000mm con altezza 1960mm e dalla considerazione, quindi che non fosse possibile inglobare tale parallelepipedo all'interno dell'aereo ma che, invece, dovesse avere una sezione più complessa, considerando inoltre che la fusoliera assurge anche alla funzione di vaso in pressione.

Si è scelta una sezione frontale di forma ellittica, irregolare, considerando che a parità di abitabilità avremmo avuto una sezione frontale minore; ciò ci torna utile per minimizzare al massimo la resistenza che l'aria oppone alla penetrazione e che aumenta ulteriormente a velocità supersoniche.

Specifiche

Effettuando un calcolo preliminare:

Ipotesi 1:

Sezione Frontale derivata dall'inglobamento del parallelepipedo di dimensioni: 1350×5000×1960mm.

Dimensione Minima Sezione Frontale: $1350 \times 1960 = 2646000 \text{mm}^2 = 2,64 \text{m}^2$

Ipotesi 2:

Sezione Frontale Ellittica (tale forma non ha bisogno di essere né inglobata né particolarmente raccordata con il resto del velivolo) di dimensioni:

Asse maggiore = $2a = 1960 \text{mm}$

Asse Minore = $2b = 1350 \text{mm}$

Area Ellisse = $\pi ab = \pi \times 0,98 \times 0,67 = 2,06 \text{m}^2$

Si è scelta di conseguenza la sezione ellittica ponendo attenzione a che al centro vi fosse un'altezza di 1960mm per permettere alle persone di camminarci.

Si è considerato, anche, uno spessore della fusoliera pari a 10 mm; si veda in proposito la figura

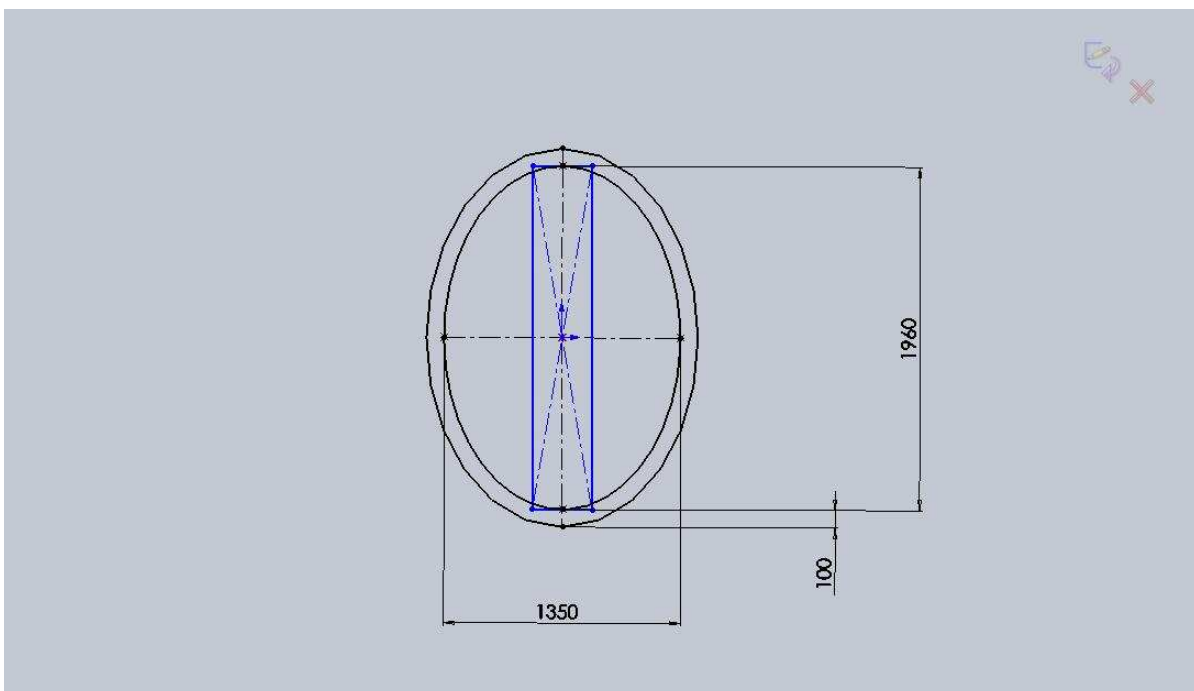


Figura4. Sezione Frontale Fusoliera.

Una volta stabilita la sezione si è verificato che ci stessero all'interno i sedili che avevamo a disposizione. Essi hanno le stesse dimensioni di quello di una FIAT Panda. Per sfruttare al meglio lo spazio disponibile internamente alla fusoliera si è effettuato un taglio al sedile, perpendicolarmente alla superficie d'appoggio in modo da diminuire la distanza fra la seduta ed il pavimento.

Sempre lungo tale direzione si è effettuato anche un "taglio degli angoli" di modo che la superficie laterale del sedile rivolta verso la fusoliera avesse una inclinazione pari a quella della fusoliera nel tratto corrispondente in modo da diminuire gli spazi vuoti e avvicinarlo il più possibile all'esterno sì da rendere disponibile il maggior spazio possibile per il corridoio che noi abbiamo considerato di 300mm di larghezza. Tale taglio, al fine di facilitarne la costruzione in serie, è stato effettuato anche dall'altra parte, rendendo simmetrico il sedile anche sul lato opposto.

Come anticipato più avanti, si è considerato lo spazio longitudinale necessario per ogni passeggero pari ad un metro, di cui 605mm necessari per la seduta e 395 per i piedi. Non essendo, lo schienale, mai posizionato a 90° lo spazio disponibile per le gambe ed i piedi è di fatto maggiore.

Nella cabina di pilotaggio si hanno due sedili sfalsati che ne permettono l'accesso mediante reclinazione degli stessi come per le automobili.

Immediatamente alle spalle dei piloti si trova il PORTELLO d'accesso.

Il posizionamento di questo, di fatto imposto, sia dalla necessità di perdere il numero minimo di posti a sedere (qualora si volessero posizionare i sedili su entrambi i lati) che da quella di non dovere né tagliare parte dell'ala, il lerox (Leading Edge Root Extention), che potremmo così riempire totalmente di combustibile.

Inoltre, se avessimo dovuto tagliare il lerox la parte staccata di netto dal resto delle ali avrebbe dovuto, per motivi di aerodinamica essere attaccata al portellone; aumentandone il peso che deve essere sopportato dalle cerniere ed impedendone anche l'apertura con un angolo vicino a 180°.

Ovviamente il portellone si apre allo stesso modo di uno sportello d'auto, cosicché il flusso d'aria esterno tenda a chiuderlo; ciò per motivi di sicurezza.

Il portello, che obbliga di fatto a interrompere la continuità materiale della fusoliera, risulta essere in posizione più avanzata rispetto alle ali, cosicché si abbia la discontinuità, non in corrispondenza delle sezioni laddove è necessaria maggiore rigidità strutturale, cioè in corrispondenza delle ali, ma che tale interruzione avvenga nella parte dove la sezione tende a

diminuire e poiché la carlinga è di fatto un vaso in pressione e questi, in generale, le resistono tanto meglio quanto più è piccolo il diametro, essa risulta maggiormente rigida sì da risentire di meno della discontinuità.

I passeggeri sono collocati da un solo lato per i bagagli si potrebbero ricavare dei vani sotto i sedili oppure, si potrebbe utilizzare lo spazio disponibile sul lato opposto .

La quantità di combustibile stivabile dal velivolo ne determina all'incirca il raggio d'azione; si è pensato di sfruttare il più possibile i volumi mettendo il combustibile nei seguenti vani:

- Prora
- Ali
- Poppa
- Timone di coda

Ciò che ci si è prefissi è di potere effettuare una trasvolata oceanica senza dover rifornire ed effettuare scali tecnici.

Il nostro aereo, come la maggior parte dei velivoli, ha più serbatoi di combustibile i quali sono suddivisi mediante paratie in modo da impedire lo spostamento continuo del liquido .

Al pari del Concorde, durante il volo, il combustibile è trasferito da un serbatoio all'altro per mantenere il trimmaggio e per bilanciare le masse.

Per effettuare voli supersonici è necessario spostare il centro di gravità.

Qualora fosse necessario, si potrà usare il gasolio additivato anche per processi di raffreddamento.

Il calore in eccesso generato dal motore, dal sistema di condizionamento dell'aria, dagli impianti idraulici e dalla presenza eventuale di un intercooler può essere smaltito attraverso scambiatori di calore liquido-liquido, mentre l'energia termica immagazzinata nel combustibile può essere ceduta all'ambiente esterno mediante le ali, attraverso il dorso, poiché in corrispondenza di esso si hanno le pressioni minime (vedi Fig5) e, per il teorema di Bernoulli, le velocità massime dell'aria.

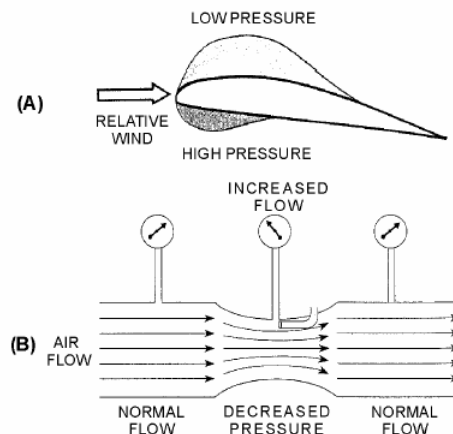


Figura 5. Andamento, generale, della Pressione lungo un Profilo Alare.

Al crescere della velocità, soprattutto se in presenza di moto del fluido turbolento si ha il massimo scambio di calore a parità di superficie.

Come per il Concorde il centro di gravità sarà critico al fine del raggiungimento e del mantenimento di velocità supersoniche ed anche per poter volare successivamente a velocità subsoniche.

Il centro di spinta: quando il velivolo ha già raggiunto la velocità di 2,2Mach si è già spostato indietro di diverse decine di centimetri.

La traslazione di tale punto di applicazione della portanza, lungo l'asse longitudinale dell'aereo, durante la fase di accelerazione da Mach 1,0 a Mach 2, porterebbe la componente verticale di tale forza a non essere più, sulla stessa retta d'azione della forza di massa.

In questo modo calcolando il momento delle forze verticali esso sarebbe $\neq 0$ per ogni punto considerato.

Il momento di tale forza dovrebbe essere bilanciato con un momento di pari modulo e verso opposto. Si osservi che anche se si riuscisse mediante regolazione opportuna delle superfici alari a controbilanciare tale momento, sarebbe inevitabile che la struttura fosse sollecitata a flessione e che la stessa lavori a fatica

Tale sollecitazione non ci sarebbe se le verticali delle due forze coincidessero.

Lo spostamento del centro di spinta lungo le ali, causato dalla velocità è compensato cambiando la distribuzione delle masse, pompando combustibile da davanti a dietro e viceversa.

In generale non è possibile spostare tutto il combustibile ma solo una percentuale, che nel Concorde, è pari a circa al 30% della massa totale del combustibile. Per un aereo a decollo

convenzionale, sia prima del decollo che durante la fase di accelerazione da Mach 1,0 a Mach 2 il combustibile è pompato dai serbatoi anteriori e posteriori

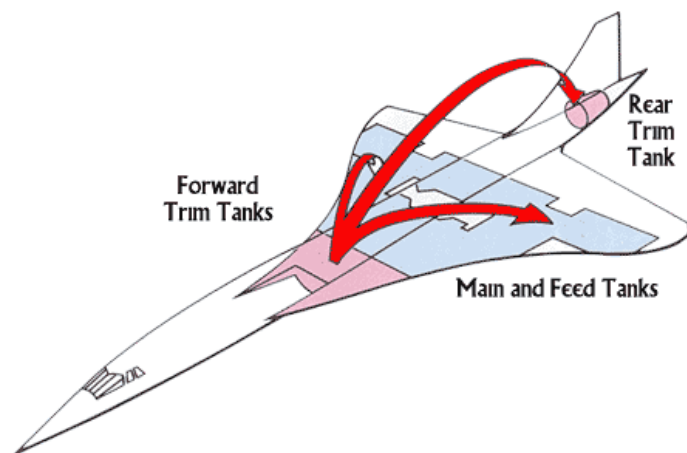


Figura6. Pompaggio del combustibile verso la parte posteriore durante l'accelerazione da Mach 1,0 a Mach 2, in tal modo si ottiene lo spostamento del Centro di Gravità dell'aereo.

Per il velivolo oggetto di questo lavoro, invece, sarà necessario nella fase di decollo verticale che il centro di massa e la risultante delle forze di spinta dei motori abbiano la stessa retta d'azione. Durante la fase terminale del volo, in decelerazione, il carburante è pompato davanti per spostare, nuovamente, il centro di gravità poiché anche il centro di spinta si sposterà nuovamente nella stessa direzione.

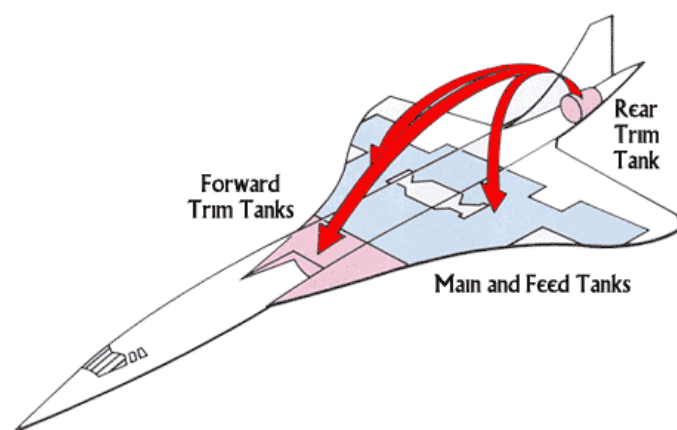


Figura 7. Pompaggio del combustibile verso la parte anteriore, durante la fase di avvicinamento, per rispostare posizione originaria del Centro di Gravità.

Tuttavia durante la fase di atterraggio verticale il centro di massa deve appartenere alla

stessa verticale del centro di spinta.

Una volta a terra è pratica comune quella di pompare la più parte del combustibile davanti per bilanciare correttamente l'aereo (le ali a freccia positiva e i motori posti su di esse fanno sì che il baricentro delle masse non spostabili sia abbastanza arretrato) cosicché possa essere scaricato senza problemi di equilibrio.

Tornando al vano adibito alle persone troviamo alle spalle dei passeggeri un piccolo minibar, con un frigorifero.

A completare il tutto, fissato ad una mensola troviamo il forno a microonde necessario per scaldare i pasti. Accanto si trova il bagno, per fare il quale, come anticipato più avanti, si è preso a modello quello dei treni ETR 500 PLT di Ferrovie dello Stato . Per quanto riguarda la disposizione dei sedili e le dimensioni dei servizi si vedano le figure seguenti.

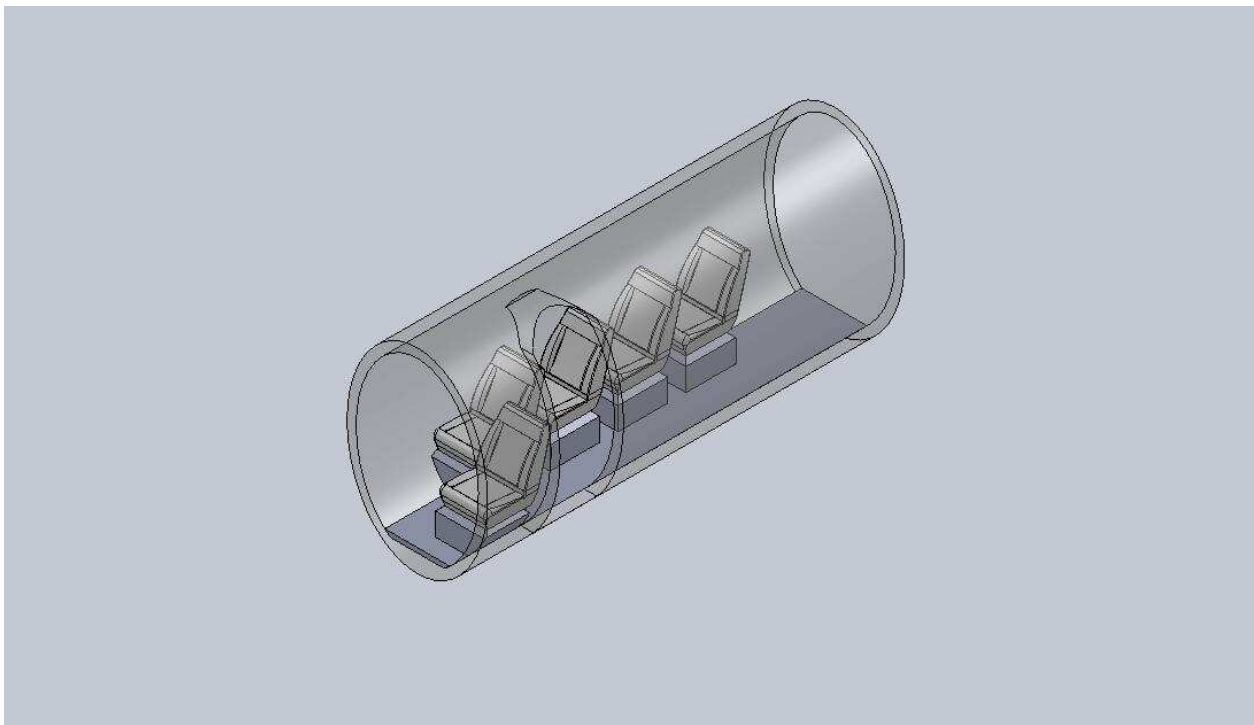


Figura 8- Posizionamento dei Sedili all'interno della Fusoliera.

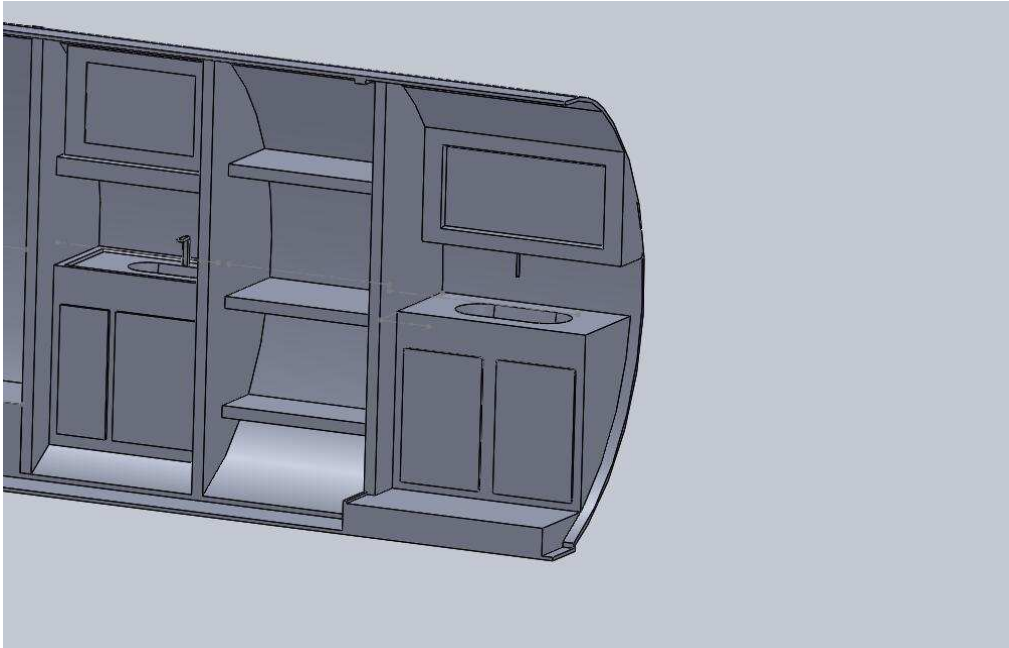


Figura 9. Servizi: minibar, vano bagagli, bagno, vista di $\frac{3}{4}$.

Per quanto riguarda il profilo alare, questa volta si è scelto, su delle ali a freccia positiva, un Biconvex 3% su tutte le sezioni, come già detto, il fatto che sia simmetrico biconvesso è tipico degli aerei supersonici .

Anche la forma in pianta delle ali è stata scelta per rispettare la velocità di crociera, coincidente con la velocità massima, di 2,2 Mach. Per rispettare tale vincolo si è imposto che tutto il velivolo fosse contenuto all'interno del cono di Mach. In particolare si osservi come tale angolo derivi da calcoli analitici:

Velocità di crociera = 2,2 Mach; $\rightarrow \alpha = \arcsin(1/2,2) = 27,03569179^\circ \equiv$ Angolo di Freccia=
 $\Lambda =$ = Leading Edge Sweep Angle.

A tal proposito si osservi, anche, come tale angolo risulti compreso fra i 20 ed i 35° gradi, condizione necessaria, come detto precedentemente, per volare a velocità transoniche e alto transoniche.

Sempre riguardo al cono di Mach si osservi che il rispetto di tale regola ha imposto della fusoliera dove sono allocati i passeggeri di ben 5000mm affinché si creasse lo spazio necessario per le ali, prima di ciò infatti queste risultavano essere troppo piccole, pertanto sarebbero state sufficienti soltanto per fornire la portanza necessaria a velocità supersonica ma sarebbero state deficitarie a basse velocità e nella migliore delle ipotesi l'aereo avrebbe avuto una velocità di stallo molto elevata. Si sarebbe dovuto raggiungere tale velocità partendo

dall'hovering e questo avrebbe protratto la fase di decollo e di atterraggio rendendole ulteriormente critiche.

Un altro vincolo che ha influenzato pesantemente la scelta della forma delle ali è la Regola delle Aree secondo cui gli incrementi e i decrementi dell'area delle sezioni che si succedono man mano che ci si sposta lungo l'asse longitudinale dell'aereo devono variare con continuità.

Questa regola ha influenzato anche la forma della coda e i raccordi fra la parte terminale delle ali e la fusoliera ed ha imposto la soppressione totale del piano orizzontale di coda.

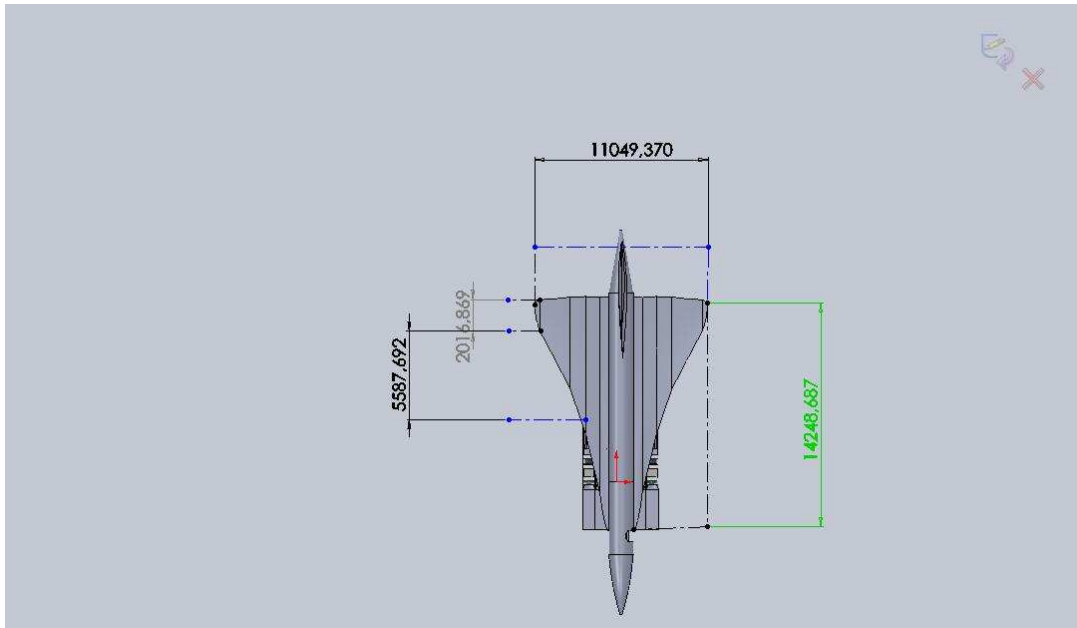


Figura 10. Velivolo con quote.

Si calcolano alcuni parametri caratteristici dell'aereo:

Aspect Ratio:

$$b^2 = 11049,370\text{mm}^2 = 122,088 \text{ m}^2$$

$$S = 57\text{m}^2$$

$$AR = b^2/S = 122,088\text{m}^2/57\text{m}^2 = 0,87 = AR$$

$$\text{Rapporto di Rastremazione} = \text{Taper Ratio} = Ct/Cr = 2016,869/5587,692 = 0,3608 = \lambda$$

$$\rho = 0,0027 \text{ gr/mm}^3 = \text{massa volumica Alluminio}$$

$$\text{Massa} = 39995240.04 \text{ grammi}$$

$$\text{Volume} = 39931657932.90 \text{ millimetri cubici}$$

$$\text{Area superficie} = 603999238.34 \text{ millimetri}^2$$

Centro di massa: (millimetri)

$$X = 290.13 ; \quad Y = -193.44 ; \quad Z = -4240.71$$

Assi principali d'inerzia e momenti principali d'inerzia:(grammi * millimetri quadrati)

Nel centro della massa.

$$I_x = (-0.00, -0.03, 1.00) \quad P_x = 85451358066438.75$$

$$I_y = (1.00, 0.00, 0.00) \quad P_y = 1426601518751037.50$$

$$I_z = (-0.00, 1.00, 0.03) \quad P_z = 1482427042162654.20$$

Momenti d'inerzia: (grammi * millimetri quadrati)

preso al centro della massa ed allineato con il sistema di coordinate selezionato.

$$L_{xx} = 1426599747010854.50 \quad L_{xy} = 324672720985.92 \quad L_{xz} = -2005824760332.00$$

$$L_{yx} = 324672720985.92 \quad L_{yy} = 1481180501724890.70 \quad L_{yz} = -41690263015985.37$$

$$L_{zx} = -2005824760332.00 \quad L_{zy} = -41690263015985.37 \quad L_{zz} = 86699670244389.34$$

Momenti di inerzia: (grammi * millimetri quadrati)

Al sistema di coordinate di output.

$$I_{xx} = 2147354831760677.50 \quad I_{xy} = -1919915484802.05 \quad I_{xz} = -51213973201042.91$$

$$I_{yx} = -1919915484802.05 \quad I_{yy} = 2203805640759617.00 \quad I_{yz} = -8881890247530.77$$

$$I_{zx} = -51213973201042.91 \quad I_{zy} = -8881890247530.77 \quad I_{zz} = 91562777058221.03$$

Calcolo massa Velivolo Finale= $\rho V = \rho = 0,0027 \text{ gr/mm}^3$ Alluminio

$$\times 39931657932.90 \text{ millimetri cubici} = 173924270 \text{ gr} = 107,815 \text{ t}$$

Utilizzando il rapporto fra pieni e vuoti travato precedentemente il Concorde:

$$X = \text{rapporto fra pieni e vuoti} = 0,0560667225$$

$$\text{Massa Velivolo Finale} = 0,0560667225 \times 107,815 \text{ t} = 6,044 \text{ t}$$

Massa Velivolo Finale (includendo l'incremento di peso del 10% dovuto alle travi d'acciaio): $6,044 \times 1,1 = 6,649 \text{ t}$

A proposito dei dati ricavati sopra si osservi che il velivolo da noi disegnato risulta avere una massa inferiore a quella del Concorde scalato (9,920002761 t) di 168,638979 kg e ed un Aspect Ratio pari a **2.1 = AR** contro un'**AR = 2.0** del Concorde. Avere tale valore da un punto di vista aerodinamico è positivo poiché migliora la portanza e ne diminuisce la resistenza indotta.

Aumentando la portanza diminuisce la velocità di stallo, ciò per il velivolo corrisponde ad un anticipo della fine della fase di volo a punto fisso. Quindi avendo incrementato l'AR rispetto al Concorde scalato abbiamo abbassato la velocità di stallo e diminuito il lavoro di hovering.

Si consideri che l'incremento dell'AR comporta un aumento della massa delle ali facendo quindi diminuire il carico pagante. Tale diminuzione sarà però compensata (rispetto al Concorde reale in scala 1/1 con motori a turbina) dall'uso di motori Diesel Common Rail dal rendimento maggiore che permetterà di diminuire la quantità di carburante imbarcato a parità di raggio d'azione.

Sempre col proposito di diminuire le masse e aumentare il payload si è presa in considerazione l'ipotesi di non utilizzare il riduttore di velocità subito dopo la frizione che trasmette la coppia dai motori alle eliche .

Poiché per il dimensionamento delle eliche si sono presi a modello i parametri dell'F-35, alcuni di questi sono stati utilizzati anche per il riduttore.

In particolare, osservando che per convalidare le similitudini aerodinamiche fra le eliche del JSF e quelle del velivolo si devono avere gli stessi triangoli di velocità, si è imposta la stessa velocità tangenziale delle eliche stesse.

Dati F-35 : Velocità angolare = 8500 rpm; Raggio Elica = 0,650m

$$\omega = V/R \rightarrow \omega R = V$$

$$\omega = (\pi \times 8500)/30 = 889,67 \text{ (rad/s)} = \text{velocità angolare eliche F-35 in rad/s}$$

$$\omega R = V = 889,65 \times 0,65 = 578,283 \text{ ((rad m)/s)} = \text{velocità tangenziale eliche F-35}$$

Ipotesi 1: Eliche di raggio 1,730m (dimensioni del lift fan scartato precedentemente a causa della eccessiva dimensione) con stessa velocità tangenziale di quelle dell'F-35

$$\omega = V/R = 578,283 \text{ ((rad m)/s)} / 1,730\text{m} = 334,27 \text{ rad/s}$$

$$334,27 \text{ rad/s} = (\pi n)/30 \rightarrow n = 3193,64161 \text{ giri/minuto}$$

$$\text{Numero giri motore} = 10000$$

$$\text{Rapporto di Trasmissione Necessario} = 10000(\text{ giri/min})/3193,64161(\text{ giri/minuto}) = 3,131221728$$

Ipotesi 2: (scegliendo le eliche dello stesso raggio di quelle dell'F-35): Velocità angolare = 8500 (giri/min); Raggio Elica = 0,650m

$$\begin{aligned} \text{Rapporto di Trasmissione Necessario} &= 10000(\text{ giri/min})/8500(\text{giri/min}) = \\ &= 1,176470588; \end{aligned}$$

Riguardo a questo ultimo caso vi sarebbe anche l'opzione di regolare il numero di giri del motore senza utilizzare il riduttore risparmiando peso, ottenendo un rapporto di trasmissione unitario.

Nel calcolare il peso del nostro velivolo abbiamo tenuto conto anche delle travi d'acciaio, per la necessaria rigidità.

Per il controllo dei momenti durante la fase di volo stazionario si rendono necessari dei getti d'aria che devono essere più distanti possibile dai principali assi d'inerzia. Per questo scopo verranno utilizzate travi costituite da profilati cavi rettangolari che costituiranno parte del telaio. Il condotto interno alla trave, verrà utilizzato anche per il trasporto dell'aria.

La finitura superficiale sia interna che esterna della trave sarà importante perché ne determina la rugosità superficiale dalla quale dipende l'innescio di cricche per fatica mentre la scabrezza del condotto interno dipenderà solo dalla rugosità interna.

Tali condotti vengono chiamati puffers, ve ne saranno in tutto 3: uno per ogni ala per controllare il momento di rollio ed uno a prua (in realtà ci sono anche i motori in coda) per controllare quello di beccheggio.

Si pensa di posizionare tali travi, internamente alle ali lievemente spostate verso la coda, l'ubicazione ottimale è quella tale per cui a velocità di crociera il centro di spinta e il baricentro della sezione rettangolare hanno la stessa verticale così da avere il momento della portanza nullo rispetto all'asse della trave.

Sotto le ali sono state posizionate le gondole necessarie per ospitare i motori. Le si sono collocate ad una distanza di 50 mm dalla fusoliera per lo strato limite di aderenza.

Le Gondole avevano, inizialmente una dimensione di 1400×1400mm×10000mm



Figura 11. Vista Frontale con Gondole di dimensioni 1400×1400×10000mm.

Tali dimensioni sono state cambiate in 800×800×10000mm al fine di diminuire la resistenza aerodinamica ma anche per facilitare la costruzione del carrello. Si veda Figura 10.



Figura 12. Vista Frontale con Gondole di dimensioni 800×800×10000mm

Si effettua ora il calcolo del volume dell'ala per verificare che vi sia la capacità di stipare il combustibile. Per fare ciò si è disegnata l'ala sempre con SolidWorks e grazie ad esso si sono effettuati i calcoli che si allegano a seguito della figura dell'ala stessa.

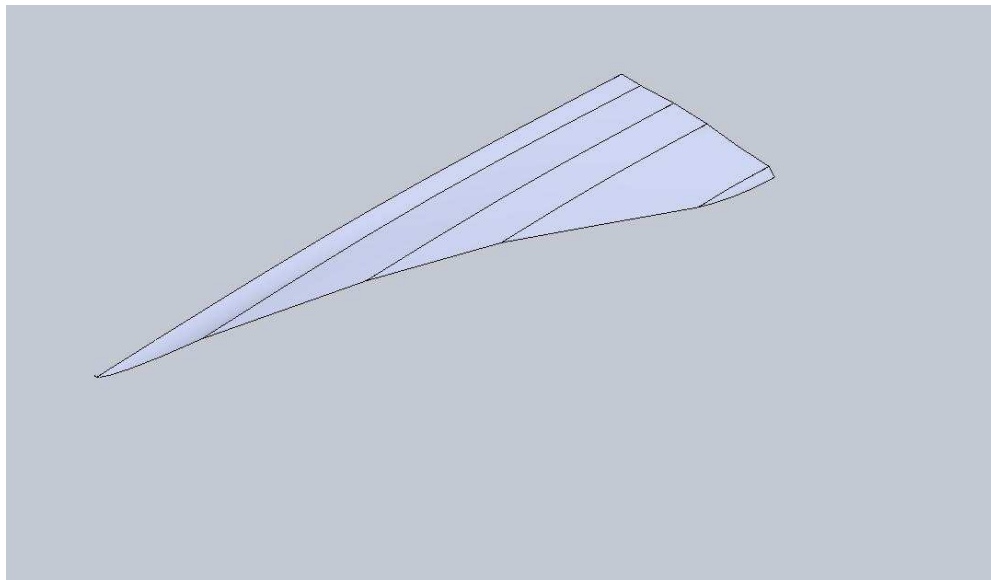


Figura 13. Ala del velivolo.

Proprietà di massa relative ad un' ALA del velivolo

Massa = 5271744.40 grammi

Volume = 5271744396.74 millimetri cubici

Area superficie = 69090609.24 millimetri²

Centro di massa: (millimetri)

X = 2016.08

Y = 0.04

Z = -19976.32

Assi principali d'inerzia e momenti principali d'inerzia:(grammi * millimetri quadrati)

Nel centro della massa.

$I_x = (-0.17, 0.00, 0.99)$ $P_x = 2988782517971.30$

$I_y = (0.99, -0.00, 0.17)$ $P_y = 46966955274904.18$

$I_z = (0.00, 1.00, -0.00)$ $P_z = 49884745492720.48$

Momenti d'inerzia: (grammi * millimetri quadrati)preso al centro della massa ed allineato con il sistema di coordinate selezionato.

$L_{xx} = 45729364023463.95$ $L_{xy} = -116468070.67$ $L_{xz} = 7272920307864$

$L_{yx} = -116468070.67$ $L_{yy} = 49884745489048.32$ $L_{yz} = 319734377.42$

$$L_{zx} = -7272920307864.09 \quad L_{zy} = 319734377.42 \quad L_{zz} = 4226373773083.8$$

Momenti di inerzia: (grammi * millimetri quadrati)

Al sistema di coordinate di output.

$$I_{xx} = 2149437225925485.20 \quad I_{xy} = 326151233.96 \quad I_{xz} = -219586170540784.53$$

$$I_{yx} = 326151233.96 \quad I_{yy} = 2175019972388732.70 \quad I_{yz} = -4065963217.80$$

$$I_{zx} = -219586170540784.53 \quad I_{zy} = -4065963217.80 \quad I_{zz} = 25653738789033.17$$

$$\text{Volume Totale Ali} = 2 \times 5271744396.74 \text{ m}^3 = 10,54034 \text{ m}^3$$

Calcolo quantità di combustibile necessaria:

$$\text{CONSUMO MOTORE COMMON RAIL} = 230(\text{gr/kwh})$$

$$\text{POTENZA MOTORE} = 9000\text{CV} \rightarrow 9000 \text{ CV} \times 0,7355(\text{KW/CV}) = 6619,5 \text{ kwh}$$

$$230 (\text{gr/kwh}) \times 6619,5(\text{kwh}) = 1522,485 \text{ kg}$$

Facendo l'ipotesi che l'aereo faccia una trasvolata oceanica in 5 ore i kg di combustibile necessario risultano essere:

$$1522,485 \text{ kg} \times 5 = 7612,425 \text{ kg}$$

$$\rho_{\text{Gasolio}} = 0,85 (\text{kg/dm}^3)$$

$$\text{Quantità litri (o dm}^3) \text{ necessaria} = 0,85 \times 7612,425 = 6470,56125 \text{ litri}$$

Ricordando che sul Concorde per traslare il Centro di Gravità viene pompato il 30% del carburante, si farà allo stesso modo: si ipotizzerà anche per il nostro aereo uno spostamento della stessa percentuale di massa del combustibile.

$$0,30 \times 6470,56125 \text{ l} = 1941,168375 \text{ l} = \text{quantità di combustibile da}$$

spostare per bilanciare l'arretramento/avanzamento del centro di spinta.

Considerando che tale volume deve essere disponibile sia anteriormente che posteriormente esso verrà conteggiato una volta soltanto; è cioè necessario che i due serbatoi non siano contemporaneamente pieni ma che lo siano alternativamente.

Si ricava il volume necessario all'interno delle ali affinché ne sia contenuto il combustibile:

$$6470,56125 - 1941,168375 = 4529,392875 \text{ litri (per entrambe le ali)}$$

$$4529,392875 / 2 = 2264,696438 \text{ (litri/ala)}$$

$$2264,696438 \text{ (l)} / 5271,74439674 \text{ (l)} = X \approx 0,429 \text{ (rapporto fra}$$

volume necessario per il combustibile e volume disponibile dentro l'ala)

Per quanto riguarda la VERIFICA che vi sia il volume necessario per contenere i circa 1942 litri sia a prua che a prora si facciano le seguenti considerazioni usufruendo dei dati ricavati sempre grazie al programma di disegno assistito dal calcolatore:

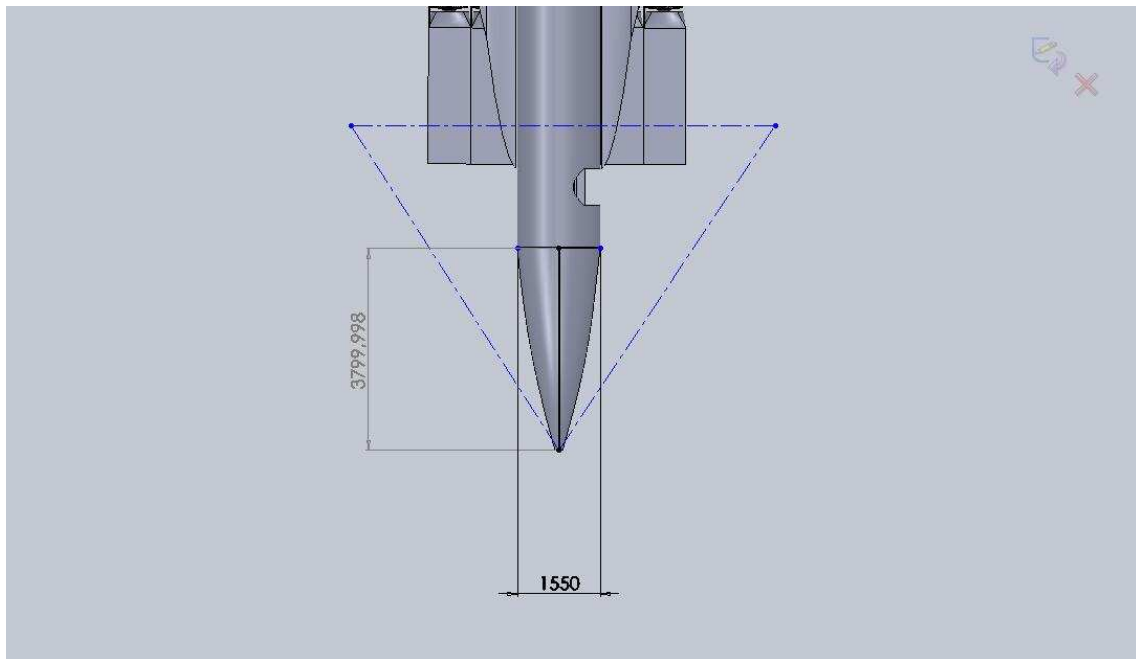


Figura 14. Quote della Prua.

Si calcoli il volume del solido a sezione quasi circolare che inizia laddove termina la cabina di pilotaggio e termina in corrispondenza della punta dell'aereo.

Calcoliamo, per semplicità, tale volume come se fosse un cono retto.

$$\text{Volume cono} = (\pi r^2 h) / 3 = (\pi \times (1,550/2)^2 \times 3,799\text{m}) / 3 = 9,5578\text{m}^3$$

Tale volume è maggiore di quello necessario per il combustibile.

Considerando, anche, che il solido lo possiamo considerare come frutto della rotazione di una curva, che sottende l'ipotenusa del triangolo rettangolo e che costituisce la generatrice del cono considerato, di 360° esso avrà senz'altro volume maggiore di quello del cono stesso.

A maggior ragione il volume di 1941,168375 litri sarà contenibile in esso.

Si vada adesso a VERIFICARE se, anche nella coda vi è il volume necessario. Anche in questo caso i dati si sono ricavati mediante SolidWorks:

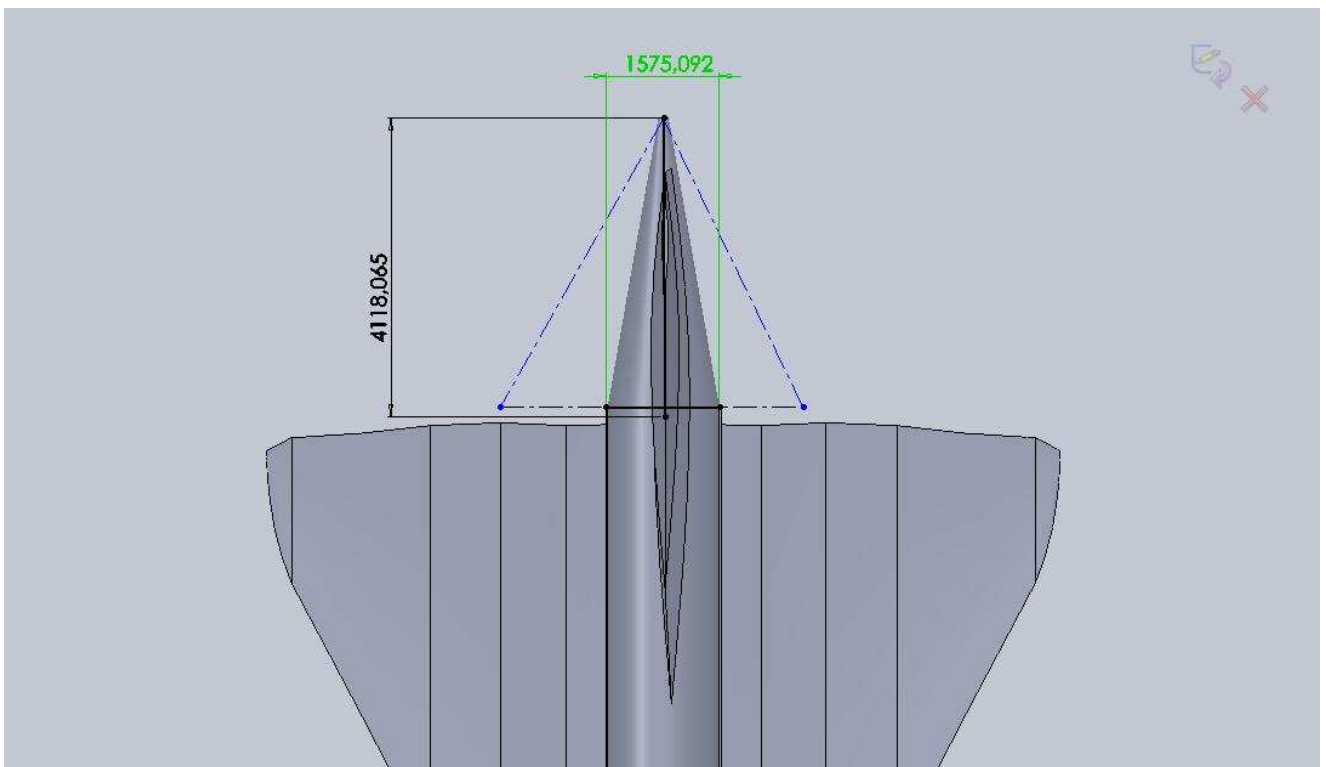


Figura 15. Quote della Prora.

Anche in questo caso si facciano i calcoli ipotizzando che tale vano abbia il volume pari a quello del cono corrispondente:

$$\text{Volume cono} = (\pi r^2 h)/3 = (\pi \times (1,575092/2)^2 \times 4,118065\text{m})/3 = 10,6975\text{m}^3$$

Anche questo volume risulta essere più che sufficiente a contenere i 1941,168375 litri necessari.

Pertanto il velivolo ha l'autonomia per effettuare i voli della durata che ci si è proposti.

Qualora necessario, si potrebbe mettere altro combustibile nel timone di coda oltre che sfruttare maggiormente il volume all'interno delle ali.

Come ultimo step nello studio dell'aereo oltre ad aver cambiato la forma delle gondole si è deciso di allungarlo per dargli una forma maggiormente penetrante per consentirgli di volare a Mach 2,5.



Figura 16. Velivolo

Inoltre, qualora si volesse verificare mediante il Disk Loading se esso sarà in grado di decollare ed atterrare verticalmente, si faccia la considerazione che tutti i parametri sono rimasti costanti eccezion fatta per la massa(che è diminuita!) e che perciò a maggior ragione esso potrà essere un velivolo VTOL.

Tale verifica risulta automaticamente soddisfatta.

Pertanto i vincoli di progetto risultano tutti soddisfatti simultaneamente, anzi, talvolta come nel caso del numero dei passeggeri esso risulta di gran lunga maggiore del parametro minimo che ci si era prefissi.

In tal modo qualora venisse realizzato, il presente velivolo risulterebbe di grande duttilità.

Infatti potrebbe soddisfare le più diverse esigenze potendo, per esempio, effettuare voli transoceanici senza necessità di scalo tecnico aumentando la quantità di combustibile imbarcata a discapito del numero di passeggeri, oppure effettuare voli di breve durata con il numero massimo di passeggeri o ancora, attraversare l'oceano col massimo numero di passeggeri facendo rifornimento.

In questa Tesi ci si è soffermati quasi esclusivamente sul fatto che questo velivolo sia un VERTICAL TAKE OFF LANDING ma non si dimentichi che esso è anche un aereo convenzionale e che come tale potrà essere usato sia, nel caso si disponga di una pista d'atterraggio e/o decollo sia nel caso, senza dubbio meno frequente, vi sia una pista appositamente preparata con sky jump, cioè per il decollo corto come sulla Portaerei Garibaldi.

Si riassumono i parametri fondamentali del velivolo nella tabella sottostante:

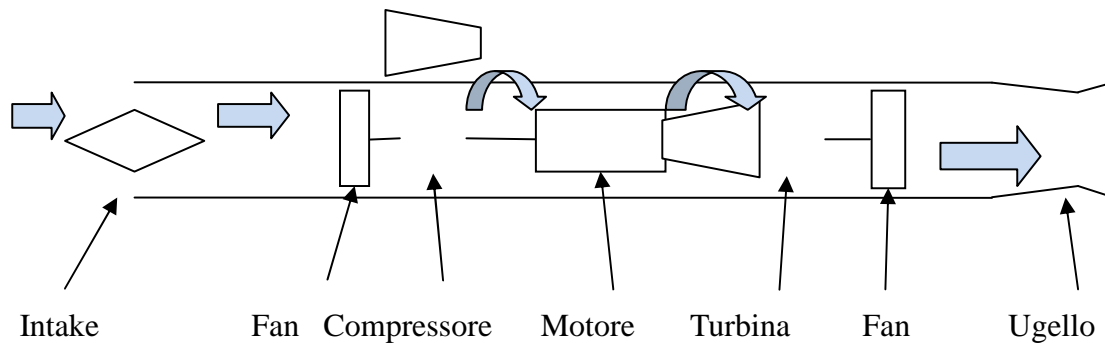
	DIMENSIONI		NUMERO PASSEGGERI	COMBUSTIBILE	POTENZA MOTORI	VELOCITA' CROCIERA	AR
	Lunghezza	Apertura alare					
VALORI INIZIALI di PROGETTO (RIFERITI al CONCORDE SCALA 1/2)	30,83m	12,63m	4+2 EQUIPAGGIO	6470,56125 l	9000Cvh	2,20Mach	0,6
VALORI FINALI VELIVOLO	24,281150m	9,985m	4+2 EQUIPAGGIO	≥6470,56125 l	9000Cvh	2,50Mach	0,87

La coesistenza, al contempo di tutte queste caratteristiche ne faranno senz'altro un successo commerciale oltre che tecnico.

Progetto del propulsore

Progetto

L'idea iniziale del propulsore era quella di sostituire la camera di combustione con un motore Diesel quadripenna di circa 9000 CV che fornisce aria calda in turbina e nello stesso tempo trascina il compressore, secondo lo schema seguente.



Le frecce celesti indicano il flusso dell'aria che prima attraversa l'intake subendo una prima decelerazione e compressione; successivamente incontra un primo fan-compressore in cui l'aria è portata alla pressione adatta al motore. I fumi così generati si espandono in turbina, la quale può trascinare un ulteriore fan, ed infine attraversano l'ugello generando la spinta desiderata.

Si cerca la conferma o meno di tale semplice idea mediante dei primi calcoli. Vengono fissati la quota di crociera e la velocità del velivolo da realizzare pari Mach 2.2.

A questa velocità, dai diagrammi del recupero di pressione riportati nel capitolo degli Intake, si vede che è possibile avere un rapporto di compressione iniziale di 4 con un rendimento di 0.9. Passando al motore, la pressione di regime è di 3.5 bar, la temperatura alla quale sono scaricati i fumi è di 750 °C.

pressione15360m=10905.53335

RapportoDiCompressioneIndianiAMach2punto2=4

Rendimento=0.9

Temperature15360m=216.65

MassaVolumica15360mt=0.175358

VelocitaSuono=295.06956

Mach=2.2

VelocitaVelivolo=Mach*VelocitaSuono

Gammaa=1.395

RR=287

PotenzaMotoreNominale=9000*735.5;
 PressioneMotoreNominale=350000;
 RendimentoMotore=0.35
 RapportoCombustibileAria=16.875483176640014`
 PotereCalorificoCombustibile=10000*4186
 TemperaturaOutMotore=750+273.15
 Cp=1013
 RendimUgello=0.95
 TemperaturaUscitaUgelloF135=248.6503866198072`
 NostraMaxTempIngTurbina=1600;
 TemperaturaOutF135=Temperature15360m
 RapportoTemperatureUscitaUgelloF135=TemperaturaUscitaUgelloF1
 35/TemperaturaOutF135
 VelocitàOutUgello=2*VelocitaVelivolo
 RapportoDiMiscelaR=RapportoCombustibileAria
 10905.5
 4
 0.9
 216.65
 0.175358
 295.07
 2.2
 649.153
 1.395
 287
 0.35
 16.8755
 41860000
 1023.15
 1013
 0.95
 248.65
 216.65
 1.14771
 1298.31
 16.8755

Si trova la densità a valle dell'intake, la pressione e la temperatura.

```
InversoRapportoDiVolumi=RapportoDiCompressioneIndianiAMach2punto2  
nto2^(1/Gammaa)
```

```
2.70137
```

```
MassaVolumicaIn=MassaVolumica15360mt*InversoRapportoDiVolumi  
0.473707
```

```
PressioneIn=pressione15360m*RapportoDiCompressioneIndianiAMach  
h2punto2
```

```
43622.1
```

```
TemperaturaIn=PressioneIn/(MassaVolumicaIn*RR)
```

```
320.86
```

Si stabilisce come prova una pressione al motore di 1.5 bar che comunque fa calare la potenza sviluppata e si trova la portata massica al motore.

```
PressioneAlMotore=150000
```

```
150000
```

```
AAAA=Solve[PressioneAlMotore (1/  
Romotore1)^Gammaa-PressioneIn*(1/MassaVolumicaIn)^Gammaa,Romo  
tore1]
```

```
Solve::ifun: Inverse functions are being used by Solve, so  
some solutions may not be found; use Reduce for complete  
solution information. □
```

```
{{Romotore1-1.14819}}
```

```
RoMotore=First[AAAA][[1]][[2]]
```

```
1.14819
```

Si può ora trovare la potenza effettiva del motore alla pressione imposta e successivamente la portata massica richiesta.

```
PotenzaMotore=PotenzaMotoreNominale*PressioneAlMotore/Pressio  
neMotoreNominale
```

```
AAAA=Solve[(PortataMassicaMotore1*(1/RapportoCombustibileAria  
)
```

```
PotereCalorificoCombustibile*RendimentoMotore==PotenzaMotore,  
PortataMassicaMotore1]
```

```
PortataMassicaMotore=First[AAAA][[1]][[2]]
```

```
2.83693×106
```

```
{{PortataMassicaMotore1□3.09814}}
```

```
3.09814
```

```
(*RappCompress Compreso Fan e Compress*)
```

```
RappCompress=PressioneAlMotore/PressioneIn
```

```
3.43862
```

Questo è il rapporto di compressione che deve avere il compressore per realizzare una pressione di 1.5 bar al motore. Si passa a calcolare la temperatura in ingresso al motore, notando che è troppo elevata, poi la temperatura e la portata dei fumi.

```
TemperaturaInMotore=PressioneAlMotore/(RoMotore*RR)
```

```
455.192
```

```
TemperaturaOutMotore=1023.16
```

```
1023.16
```

```
(*Isobara*)
```

```
PressOutMotore=PressioneAlMotore
```

```
150000
```

```
RapportoDiMiscelaR=16.875483176640014`
```

```
16.8755
```

```
PortataOutMotore=PortataMassicaMotore
```

```
(1+1/RapportoDiMiscelaR)
```

```
3.28173
```

Tenendo sempre come termini di paragone i valori trovati dallo studio termodinamico dell'F135 calcoliamo quale dovrà essere la temperatura in ingresso all'ugello.

```
TemperaturaOutUgello=RapportoTemperatureUscitaUgelloF135*Temp  
erature15360m
```

```

Solve[TemperaturaOutUgello==TemperaturaOutMiscelata-
(VelocitàOutUgello^2)/(2*RendimUgello*Cp),
TemperaturaOutMiscelata]
248.65
{{TemperaturaOutMiscelata□1124.42}}
(* Troppo Elevata *)

```

TemperaturaOutUgello=Temperature15360m

```

Solve[TemperaturaOutUgello==TemperaturaOutMiscelata-
(VelocitàOutUgello^2)/(2*RendimUgello*Cp),
TemperaturaOutMiscelata]
216.65
{{TemperaturaOutMiscelata□1092.42}}
(* imponiamo una temperatura minima di uscita dall'ugello di
200 gradi C*)
TminUscitaUgello=200+273.15
473.15

```

TemperaturaOutUgello=TminUscitaUgello

```

Solve[TemperaturaOutUgello==TemperaturaOutMiscelata-
(VelocitàOutUgello^2)/(2*RendimUgello*Cp),
TemperaturaOutMiscelata]
473.15
{{TemperaturaOutMiscelata□1348.92}}
Solve[(VelocitàOutUgello^2)/2==

```

```

RendimUgello*Cp*TminUscitaUgello*((PressioneOutMiscelata/pres
sione15360m)^(RR/Cp)-1),PressioneOutMiscelata]
{{PressioneOutMiscelata□440129.}}

```

(* E' superiore rispetto alla temperatura del Diesel *)

Si trova, con diverse temperature di uscita dall'ugello, che la temperatura di ingresso è sempre superiore alla temperatura dei fumi del motore. E' chiaro che con il semplice schema ideato non è possibile avere in uscita dall'ugello una velocità del fluido di 4.4 Mach.

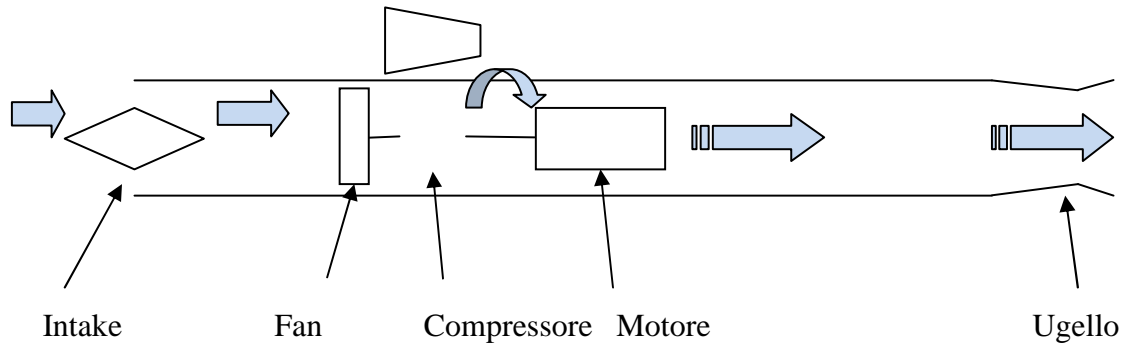
Si procede ad una valutazione delle conseguenze di un'eventuale espansione in turbina dei fumi del motore partendo sempre dai valori dell'F135.

```
(*La turbina del F135 aveva 0.39 come rapp d'espansine*)
PressOutTurbina=0.4*PressOutMotore
140000.
PressOutTurbina/PressOutMotore
0.4
TemperaturaInTurbina=TemperaturaOutMotore
1023.16
k=1.395
1.395
TemperaturaUscitaTurbinaIsoentr=TemperaturaInTurbina*(PressOutTurbina/PressOutMotore)^((k-1)/k)
789.342
RendimTurb=0.96
0.96
Solve[TemperaturaUscitaTurbinaIsoentr/
TemperaturaInTurbina==1-(1/RendimentoTurbina)*(1-
(TemperaturaUscitaTurbinaVera/TemperaturaInTurbina)),TemperaturaUscitaTurbinaVera]
798.695
```

Questa è la temperatura ottenuta dall'espansione in turbina e non è sfruttabile nell'ugello per la velocità da ottenere.

Modifica delle unità di propulsione

Quindi il primo risultato ottenuto dimostra che nello schema non si può avere una turbina, e quindi il fan ad essa collegato, per un utilizzo in quota ma i fumi devono esser scaricati direttamente nell'ugello.



Ora bisogna verificare se in questo modo le cose funzionino e si ripercorre la stessa strada imponendo la pressione al motore di 3.5 bar.

pressione15360m=10905.53335

RapportoDiCompressioneIndianiAMach2punto2=4

Rendimento=0.9

Temperature15360m=216.65

MassaVolumica15360mt=0.175358

VelocitaSuono=295.06956

Mach=2.2

VelocitaVelivolo=Mach*VelocitaSuono

Gammaa=1.395

RR=287

10905.5

4

0.9

216.65

0.175358

295.07

2.2

649.153

1.395

287

PressioneAlMotore=350000

350000

InversoRapportoDiVolumi=RapportoDiCompressioneIndianiAMach2punto2^(1/Gammaa)

2.70137

MassaVolumicaIn=MassaVolumica15360mt*InversoRapportoDiVolumi

0.473707

PressioneIn=pressione15360m*RapportoDiCompressioneIndianiAMach2punto2

43622.1

TemperaturaIn=PressioneIn/(MassaVolumicaIn*RR)

320.86

(*RappCompress Compreso Fan e Compress*)

RappCompress=PressioneAlMotore/PressioneIn

8.02345

TemperaturaInMotore=PressioneAlMotore/(RoMotore*RR)

323.15

Si impone sempre la realistica temperatura d'uscita dal motore.

TemperaturaOutMotore=1023.16

1023.16

(*Isobara*)

PressOutMotore=PressioneAlMotore

350000

1023.16

(*Isobara*)

PressOutMotore=PressioneAlMotore

350000

RapportoDiMiscelaR=16.875483176640014`

16.8755

PortataOutMotore=PortataMassMotore (1+1/RapportoDiMiscelaR)

8.07636

VelocitaSonic=295.06956

295.07


```

MachOut=4.4
4.4
VelocitàOutUgello=MachOut*VelocitaSuono
1298.31
Cp=1013
1013
RendimUgello=0.95
0.95
TemperaturaOutUgello=Temperature15360m
216.65
Solve[(VelocitàOutUgello^2)/2==RendimUgello*Cp*TemperaturaInUgello (1-
(pressione15360m/PressOutMotore)^(RR/Cp)),TemperaturaInUgello
]
{{TemperaturaInUgello 1399.64}}
Solve[TemperaturaOutUgello==TemperaturaInUgello-
(VelocitàOutUgello^2)/(2*RendimUgello*Cp),TemperaturaInUgello
]
{{TemperaturaInUgello 1092.42}}

```

La temperatura di ingresso in ugello minima trovata è quella che si ha pensando di scaricare i gas alla stessa temperatura atmosferica. La temperatura in ugello è paragonabile a quella in uscita dal motore.

Si devono ora valutare le portate che vengono elaborate dal motore stesso, e infine la portata che ci garantisce la spinta necessaria date le caratteristiche del modello di velivolo di riferimento.

Analisi componenti del propulsore

L'architettura scelta per il motore è quella del tandem fan di figura 1, modificata secondo le nostre esigenze. I componenti del propulsore sono i seguenti:

- presa d'aria a geometria variabile per volo supersonico;
- fan di decollo in grado di fornire 19.600 N di spinta, assorbendo circa 6000 CV di potenza dal motore;
- compressore con $\beta = 3.5$ mosso dal motore;
- intercooler per raffreddare l'aria compressa destinata al motore;
- motore Diesel due tempi ottopenne di 96 cilindri in grado di sviluppare una potenza massima, con sovralimentazione a 3.5 bar, di 24000 CV;
- ugello di scarico a geometria variabile.

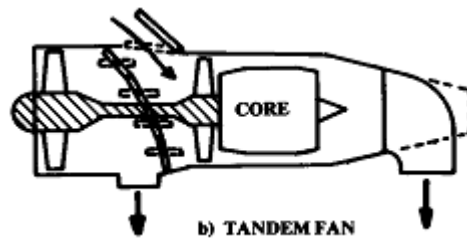
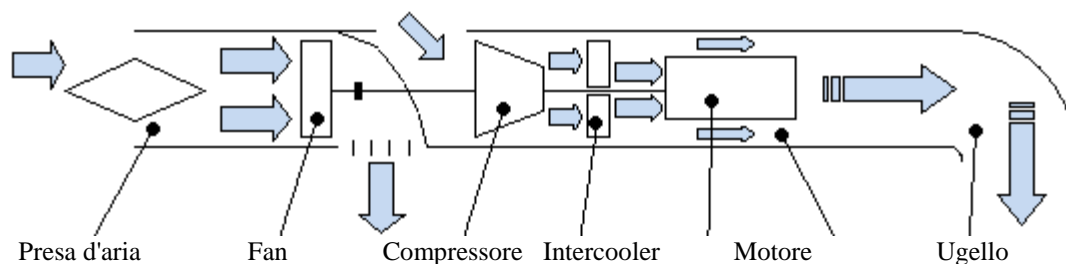


Figura-1 configurazione motore

Il fan di decollo viene acceso solo nella fase di decollo verticale, aspirando l'aria dalla presa anteriore e scaricandola, attraverso delle paratie mobili, verso il basso. In questa condizione di funzionamento il motore aspira l'aria da delle porte ausiliarie poste nella parte superiore della gondola motore (figura 2).



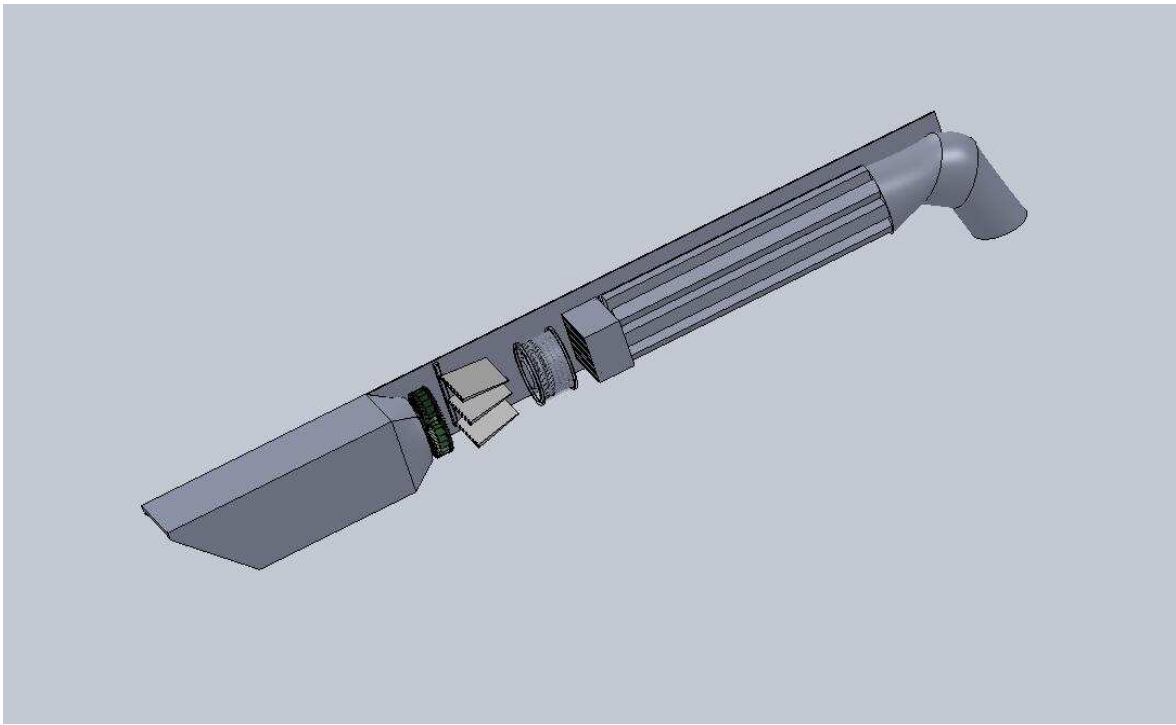
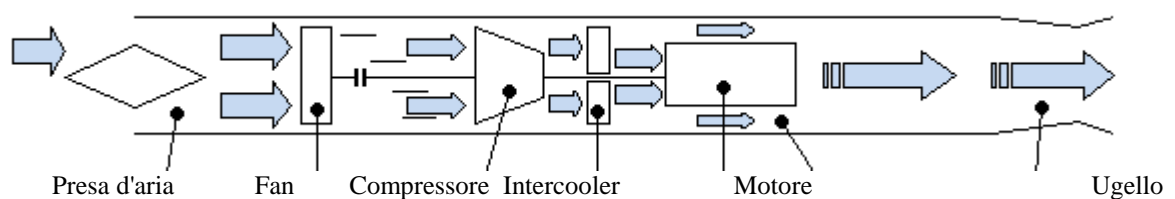


Figura 2. Propulsore in configurazione di decollo verticale

In tutte le altre fasi il fan di decollo è spento e il motore aspira l'aria dalla presa anteriore attraversando il fan fermo. In tutte le fasi l'aria che viene aspirata dal motore deve passare attraverso un intercooler; infatti la massima temperatura di aspirazione tollerata dal motore è di 50 °C, molto minore di quella che si ha all'uscita del compressore.

Per migliorare le prestazioni del motore è stato aggiunto un bypass del medesimo in uscita dal compressore che permette al propulsore di elaborare le più elevate portate in massa permesse dalla potenza fornita al compressore senza essere vincolati dalla portata massica del motore (figura 3).

La potenza massima erogata a quota zero dovrà essere sufficiente a muovere il fan e il compressore. Il β del compressore è stato scelto per ottenere la massima pressione in aspirazione tollerabile dal motore Diesel, pari a 6 bar, tenendo conto della compressione dovuta alle onde d'urto nel volo a Mach 2,5.



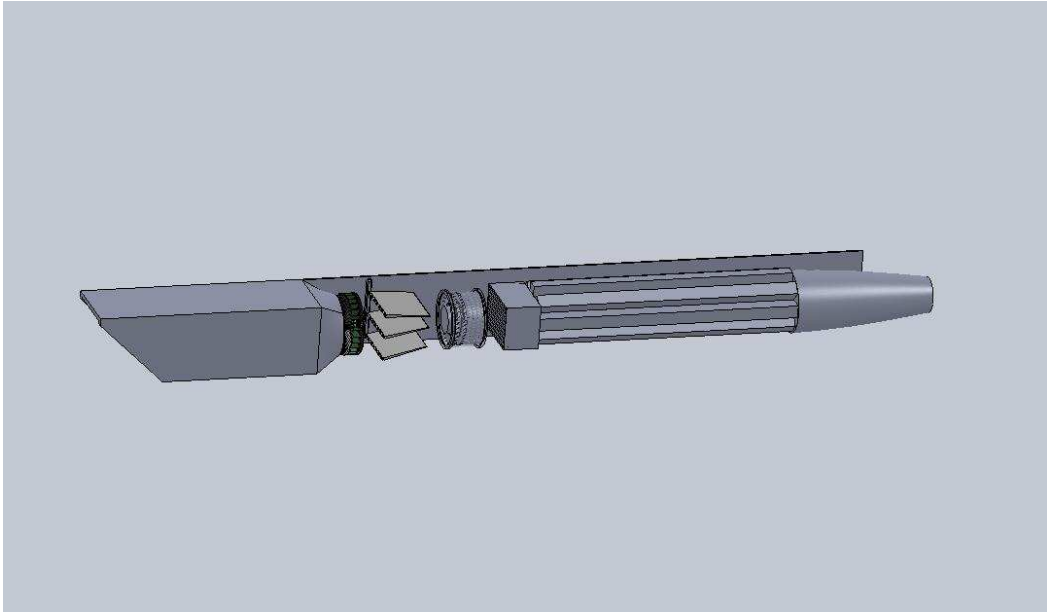


Figura 3. Propulsore in configurazione di volo

La presa d'aria

Un componente estremamente importante per un velivolo supersonico è la presa d'aria. Infatti questo componente, che per i velivoli subsonici ha solo il compito di recuperare parte dell'energia cinetica del flusso per aumentarne la pressione, nel caso dei velivoli supersonici deve gestire il complesso flusso delle onde di shock.

Tutti i motori aeronautici, ad eccezione dello scramjet, non possono elaborare un flusso supersonico, che quindi deve essere adeguatamente rallentato. Inoltre bisogna evitare che le onde di shock si sviluppino nelle sezioni del fan e del compressore, in quanto potrebbero danneggiarli.

Ulteriore compito della presa d'aria è che il rallentamento del flusso dalla velocità supersonica avvenga nella maniera più efficiente possibile, ovvero con un rapporto tra le pressioni totali a valle e a monte più alto possibile.

La richiesta di un'alta efficienza impone quindi di effettuare la compressione del fluido attraverso un certo numero di onde d'urto oblique in luogo di un'unica onda d'urto normale.

L'onda d'urto obliqua (o debole) ha infatti la caratteristica di causare una modesta riduzione della velocità ottenuta deviando la direzione del flusso; viceversa, attraverso l'onda d'urto normale (o forte) il rallentamento è più marcato ed è ottenuto senza variazione di direzione. Questa differenza è dovuta al fatto che, attraverso un'onda d'urto, può cambiare solo la componente della velocità ortogonale all'onda stessa, mentre l'eventuale componente

tangenziale deve rimanere inalterata.

Nell'onda di shock normale ovviamente non vi è componente di velocità ortogonale, il che spiega quanto precedentemente detto; nell'onda di shock obliqua, invece, la componente tangenziale è presente e rimane costante sia prima che dopo l'onda.

Quindi, a parità di velocità iniziale, nello shock debole la componente ortogonale si attenua, mentre la componente tangenziale, combinandosi con la nuova componente ortogonale più piccola, causa la deviazione.

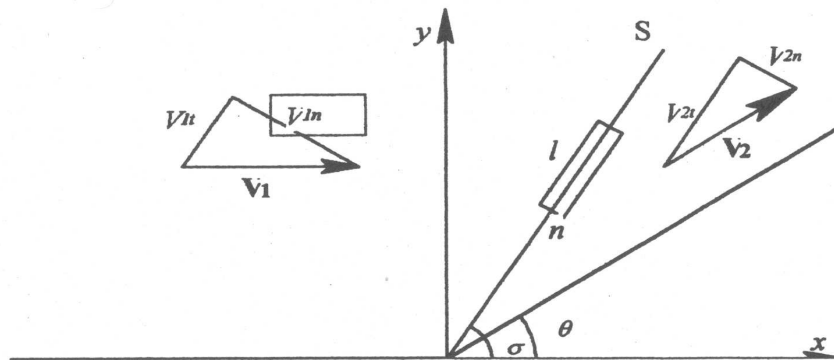


Figura 4. Linea di shock

Da studi pratici è emerso che, per ottenere il massimo rendimento possibile, bisogna attuare la compressione attraverso alcune onde d'urto oblique di uguale intensità, seguite da un'onda d'urto normale.

Emerge anche che maggiore è il numero di onde oblique, maggiore è il rendimento della compressione.

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

Infatti, un maggior numero di onde oblique non avrebbe portato un apprezzabile giovamento nel rendimento ed avrebbe solo causato un aumento del peso e della complessità della presa d'aria.

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

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

Trattiamo brevemente questi due casi.

Preso d'aria con cono centrale

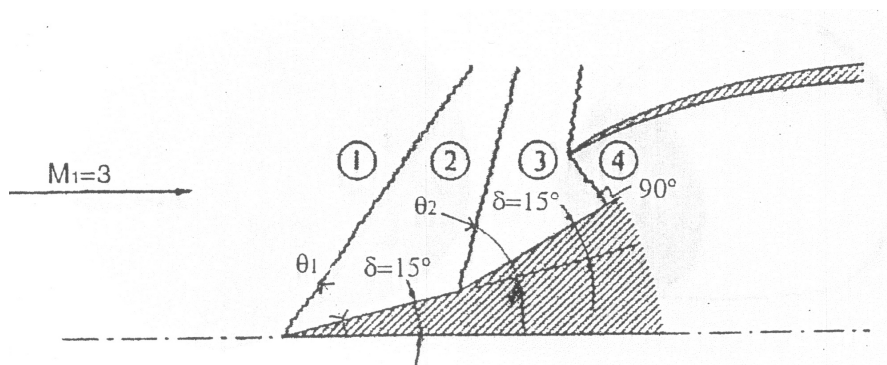


Figura 5. Presa d'aria con elemento conico

Questa architettura, la più semplice delle due, è utile se non si necessita di più di due onde oblique.

L'aria, quando incontra la punta del cono, genera la prima onda di shock debole che, se il cono è sufficientemente appuntito, rimane attaccata al corpo. Quando raggiunge la sezione di ingresso del motore si forma una seconda onda, questa forte, tra il bordo della presa d'aria e la superficie del cono, ortogonale ad essa ed attaccata al corpo.

Una volta superata questa seconda onda il flusso è ormai subsonico e può essere rallentato con un normale diffusore. Nel caso in cui fossero richieste due onde deboli prima di quella forte bisogna costruire un cono con doppia conicità (figura 5).

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

Il principale handicap di questa soluzione è che la sezione d'ingresso della presa d'aria deve essere appositamente studiata per la velocità di volo del velivolo, e quando questa si discosta da quella di progetto l'onda d'urto forte si stacca dal bordo della presa d'aria, causando un forte aumento della resistenza; inoltre questa presa d'aria, data la ridotta area della sezione d'ingresso, è poco efficiente a velocità subsonica.

Queste caratteristiche hanno creato la necessità di poter muovere longitudinalmente il cono, in modo da poter variare la sezione di ingresso; questo però si ottiene a spese di maggiore complessità e peso del componente.

Preso d'aria con paratie mobili

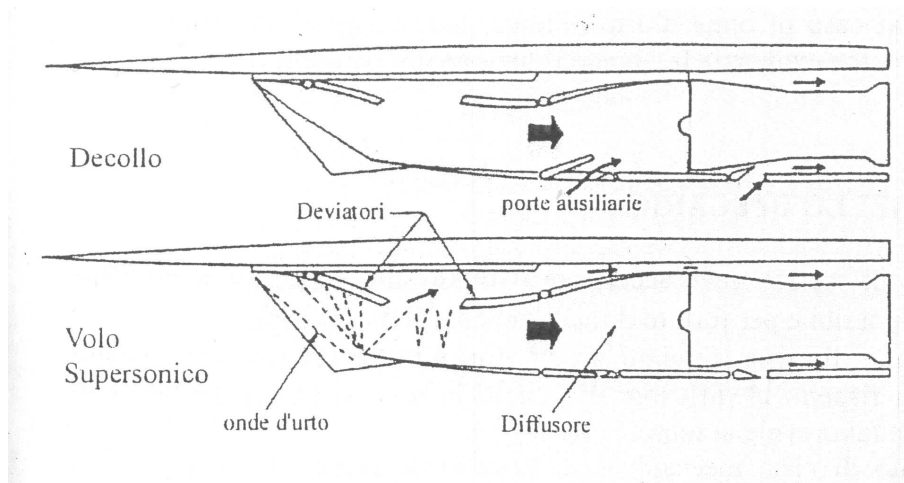


Figura 6. Preso d'aria con paratie mobili

Questo tipo di architettura, molto più versatile della prima, elabora il flusso su superfici piane invece che coniche.

La prima onda d'urto obliqua si forma sullo spigolo affilato del bordo superiore, quindi continuando a scorrere sulla superficie delle paratie, nel fluido si formano le altre onde oblique ed infine, all'imbocco della presa d'aria si forma l'onda d'urto normale (figura 6). Le paratie vengono mosse da alcuni pistoni idraulici che permettono di posizionarle in modo da ottenere le onde d'urto dell'intensità desiderata, inoltre sollevandole completamente si possono elaborare le elevate portate d'aria necessarie in decollo. Inoltre questa architettura permette di generare e controllare un maggiore numero di onde di shock ottenendo un maggiore rendimento.

Le trasformazioni attraverso le onde di shock:

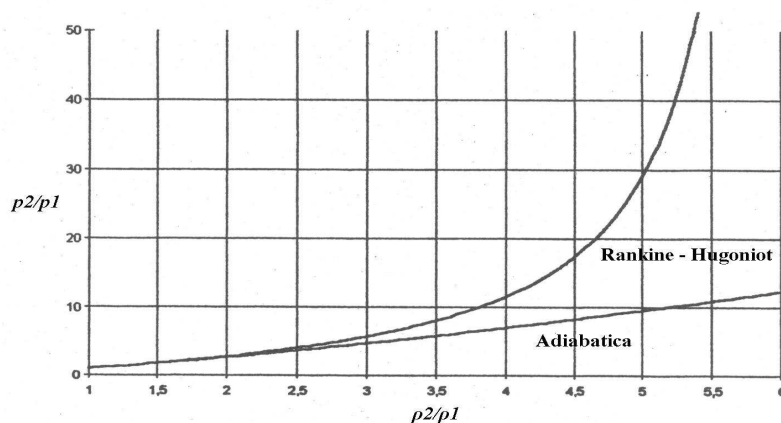


Figura 7.

Le trasformazioni che subisce il fluido nell'attraversare un'onda di shock non si può considerare adiabatica, a causa delle dissipazioni che vi si verificano.

Un'equazione che permette di legare la variazione di densità del fluido con quella di pressione è la *legge di Rankine e Hugoniot*.

$$\frac{r_2}{r_1} = \frac{\frac{g+1}{g-1} \frac{p_2}{p_1}}{\frac{g+1}{g-1} + \frac{p_2}{p_1}}$$

Nel caso dell'aria ($\gamma = 1.4$) risulta:

$$\frac{r_2}{r_1} = \frac{6 \frac{p_2}{p_1} + 1}{6 + \frac{p_2}{p_1}}$$

Questa funzione presenta un asintoto per cui, per quanto alta possa diventare la variazione della pressione, il rapporto delle densità tra monte e valle non può essere maggiore di sei.

Come si può vedere in figura 7, per rapporti delle pressioni minori di cinque la trasformazione è approssimabile con un'adiabatica.

E' importante ricordare che questa legge lega le variazioni di pressione e densità attraverso una singola onda di shock, e non è quindi applicabile all'intera presa d'aria. Nel caso del volo a Mach 2.5 il rapporto di compressione attraverso la presa d'aria è quello massimo e vale 12; questa compressione viene ottenuta attraverso tre onde d'urto e si può quindi ragionevolmente considerare che in ognuna il β valga meno di cinque, permettendo quindi di approssimarle con un'adiabatica.

IL Fan

Nella configurazione tandem scelta per il velivolo a decollo verticale è necessario disporre di un fan di sollevamento verticale (lift fan) per ogni motore. La difficoltà di dimensionamento anche di massima di un lift fan richiede l'impiego di dati di bibliografia. Nella figura 8 sono mostrate alcune relazioni fondamentali tra la portanza e la potenza richiesta per velivoli convenzionali e VTOL.

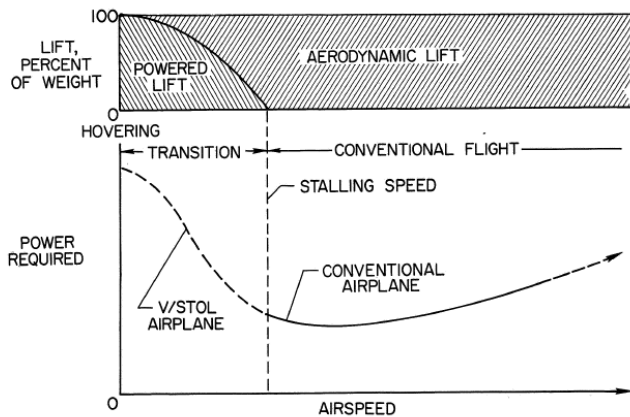


Figura 8 – Portanza e potenza richiesta per velivoli convenzionali e V/STOL.

Sono espresse la portanza in percentuale sul peso e la potenza richiesta per il livello di volo rispetto alla velocità dell'aria per entrambi i tipi di velivoli. La curva continua nella parte bassa del grafico rappresenta una tipica variazione della potenza richiesta per un velivolo convenzionale, estesa dalla velocità di stallo alla velocità di punta del velivolo. La parte alta del grafico mostra che per questo intervallo di velocità, l'aeromobile è sostenuto interamente dalla portanza generata dalle ali; dall'altro lato del grafico, si osserva invece che il velivolo V/STOL può operare sotto le velocità convenzionali di stallo dei velivoli tradizionali, in una possibile configurazione detta di hovering. La portanza aerodinamica è gradualmente sostituita dalla portanza generata principalmente dalla spinta dei motori. In questo intervallo di velocità (detto intervallo di transizione), la potenza dei motori è indicata dalla linea a tratti, si nota che la potenza richiesta per il velivolo V/STOL aumenta rapidamente fino a un massimo corrispondente alla condizione di volo in hovering. Questa elevata potenza richiesta per il volo in hovering è una delle caratteristiche di base del velivolo V/STOL. Le altre tre caratteristiche particolari e di base per i velivoli V/STOL riguardano il flusso dell'elica verticale per il volo in hovering, le mancanze intrinseche di stabilità aerodinamica e controllo in hovering e nel volo a bassa velocità, e gli apparati speciali per effettuare la conversione dalla fase di hovering a quella di crociera.

L'elevata potenza per il volo in hovering corrisponde ad un alto consumo di carburante e a

un elevato rumore. L'entità degli incrementi dipende dal tipo di sistema propulsivo installato sul velivolo, come illustrato nelle figure 9

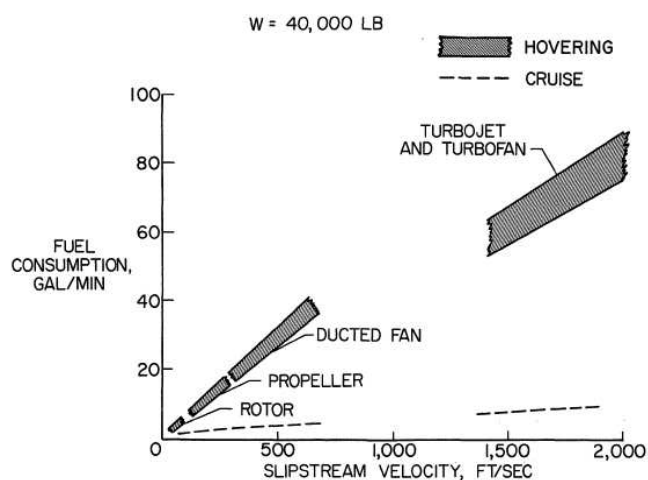


Figura 9 - Consumo di carburante per diversi tipi di velivoli V/STOL

La figura 9 mostra il consumo di carburante in relazione alla variazione della velocità del flusso d'aria per il volo di crociera e l'hovering per diversi tipi di velivoli V/TOL aventi lo stesso peso a pieno carico.

Osservando il grafico da sinistra a destra, dall'elicottero, al velivolo a elica, a quello a elica intubata fino al turbogetto e turbo fan, ci si accorge che i sistemi propulsivi hanno progressivamente diametri più piccoli del flusso ma con una maggiore velocità. Il consumo di carburante per la fase di hovering è indicato dalle bande ombreggiate mentre le linee tratteggiate rappresentano il consumo in crociera per il corrispondente sistema propulsivo. È evidente che il consumo di carburante in hovering è molto alto per le performance dei velivoli V/STOL, in particolare per configurazioni turbojet e turbofan. Il significato di questo grafico in termini di procedure operative è quello che il tempo della fase di hovering deve essere mantenuto assolutamente al minimo, non è quindi realistico considerare lunghi intervalli di salite verticali o discese durante le operazioni di decollo e atterraggio.

La NASA ha studiato, dimensionato e sperimentato vari lift fan dagli anni 50 ad oggi. Tra le varie soluzioni ne è stata individuata una abbastanza vicina alle nostre esigenze. Si tratta del derivato militare del lift fan LF460 la cui sperimentazione è terminata nel 1972.

Lo studio per il dimensionamento del fan ha comportato la consultazione di diversi report riguardanti caratteristiche di progetto, aspetti e configurazioni di lift fan e velivoli VTOL. L'idea iniziale è stata quella di riprendere l'architettura di un lift fan per un velivolo VTOL, e attraverso l'applicazione della teoria della similitudine fluidodinamica dimensionare il fan per un velivolo VTOL supersonico. I calcoli sono stati eseguiti grazie all'ausilio di un software

per calcolatore denominato Mathematica 6.0, e lo sviluppo di massima successivo del lift fan è stato realizzato utilizzando il software di progettazione meccanica Solidworks 2009.

Il lift fan ottenuto è caratterizzato dai seguenti parametri:

Fattore di scala geometrica tra l'originale e il nostro: 0,483

Diametro: 700 mm

Velocità di rotazione: 8985,87 rpm

Spinta: 1999,71 kgf (19.605 N)

Potenza assorbita: 6245,6 kW

Portata massica: 75,1153 kg/s

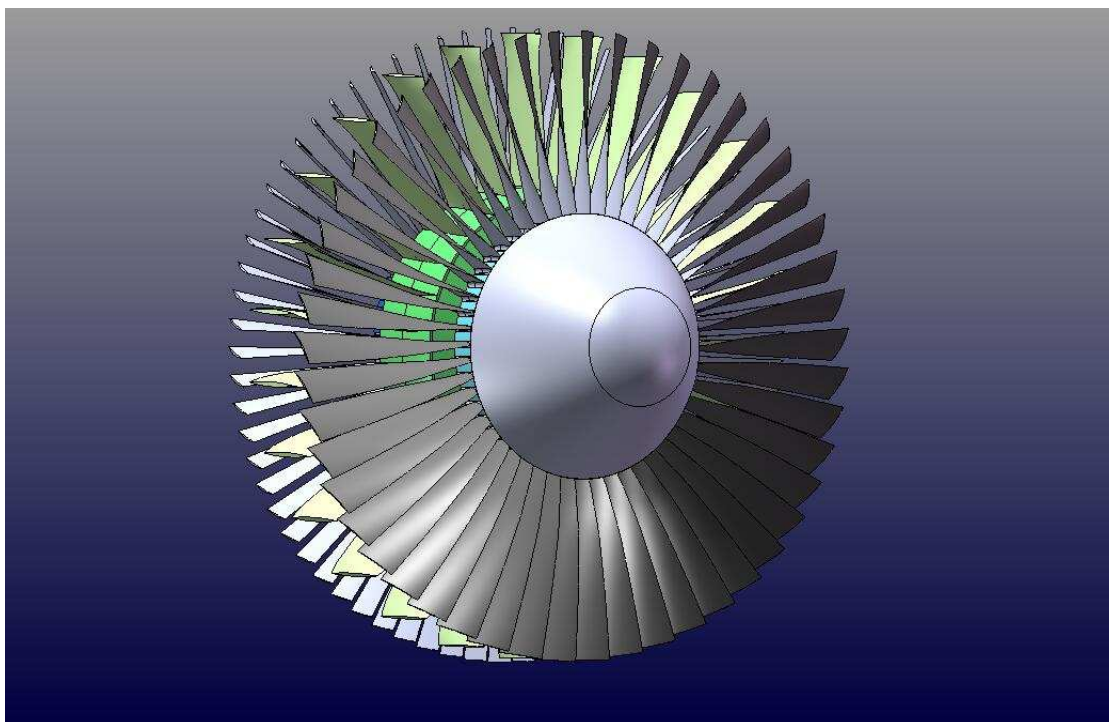


Figura 10- assieme dei componenti del lift fan

IL Compressore

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

Il secondo gruppo comprende macchine a flusso centrifugo ed a flusso assiale che sono usualmente (non è il caso oggetto dello studio) azionate da una turbina accoppiata allo stesso albero del compressore.

I compressori centrifughi vengono realizzati anche in unità singola, mentre le macchine assiali sono tipicamente macchine multistadio. In piccoli motori, un compressore assiale è usato con funzione di booster per incrementare la pressione all'ingresso del compressore centrifugo.

Limitatamente alla tipologia dei turbocompressori i vantaggi e svantaggi principali delle due tipologie risultano:

- Il centrifugo è di solito più robusto dell'assiale.
- Il compressore assiale elabora una maggiore portata a parità di ingombri del compressore centrifugo. Siccome la portata è un importante fattore nel determinare l'ammontare della spinta, il compressore frontale fornisce una spinta maggiore a parità di area frontale. Questo, unito alla possibilità di aumentare il rapporto di compressione utilizzando soluzioni multistadio, ha condotto all'adozione di compressori assiali nella maggior parte dei motori aeronautici.
- La tendenza ad adottare rapporti di pressione crescenti negli anni ha favorito l'adozione di compressori assiali in quanto permettono di realizzare migliori efficienze.
- Il compressore centrifugo è comunque, favorito per i piccoli motori dove la sua semplicità e robustezza consente di superare alcuni altri svantaggi.

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

Le curve di figura 11 sono "confinare" 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 limit*) ed uno superiore (*choking limit*). La “*surge line*” rappresenta il luogo dei punti di caratteristica massima, oltre la quale non è opportuno spingersi per evitare fenomeni di instabilità, associati ad una rapida diminuzione del rapporto di compressione ed a violente pulsazioni aerodinamiche che si ripercuotono sull'intera macchina con possibilità di inversione del flusso.

Oltre questa linea, ogni scostamento da una condizione di funzionamento stabile viene amplificata, mentre prima della linea il sistema è in grado di correggere i disturbi, riportandosi verso un punto di funzionamento stabile. Verso destra nel grafico si raggiunge un limite alla portata per ogni numero di giri (*choking*).

La linea centrale in Fig. 11 rappresenta il luogo dei punti di efficienza massima e lungo di essa si trovano i punti di funzionamento di progetto.

Ricorrendo all'analisi dimensionale si può ridurre il numero delle variabili da prendere in considerazione e convenzionalmente questo viene ottenuto esprimendo il rapporto di compressione ed il rendimento in funzione della “*portata corretta m c*” e del “*numero di giri corretto Nc*”.

$$G \sqrt{T_1/T_{ref}} / (P_1/P_{ref}) \text{ e } N / \sqrt{T_1/T_{ref}}$$

Dove $\dot{m}_c = \dot{m} \frac{\sqrt{T_{01}}}{P_{01}}$; $N_c = \frac{N}{\sqrt{T_{01}}}$;

In molti casi si preferisce esprimere la portata corretta nella forma ed il numero di giri corretto rispettivamente come:

dove Tref e pref sono rispettivamente la temperatura e la pressione atmosferica in condizioni standard (298.14 K e 1 atm).

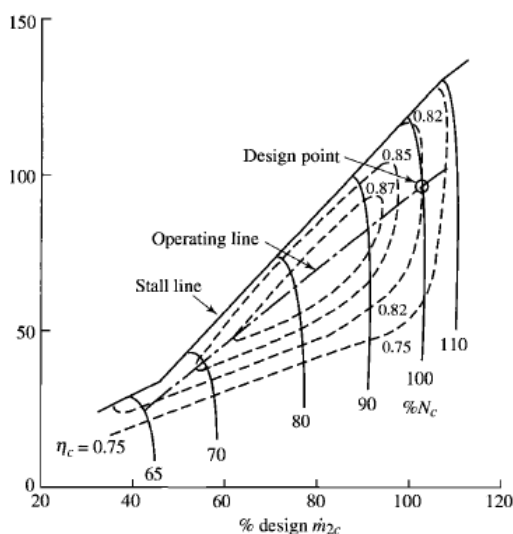


Fig:11 curve caratteristiche compressore.

Considerazioni Generali:

Nell'affrontare il dimensionamento del compressore va tenuto conto della grande complessità dello studio di questo particolare componente. Infatti al di là delle più specifiche considerazioni tecniche ci si scontra ,nell' affrontare la progettazione di questo componente, con una serie di considerazioni tecniche che influenzano pesantemente lo studio.

In particolare la realizzazione tecnologica dei componenti e l'assemblaggio degli stessi considerando l'annoso problema delle spinte assiali, dei giochi fra i vari componenti.

Lo studio effettuato consiste in un primo approccio termodinamico al problema considerando secondari i problemi sopra citati.

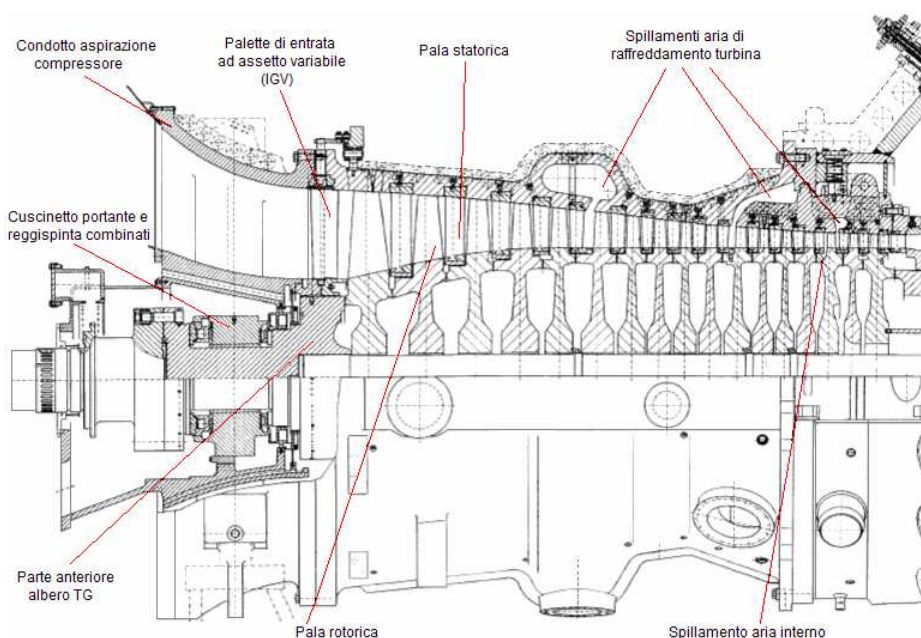


Fig12: questa immagine mostra il layout tipico di un compressore assiale

Considerazioni di partenza: i dati di progetto a cui si deve assolvere partono dal presupposto di avere una macchina in grado di realizzare per una portata d'aria di 6.1 Kg/s in quota di 15360 m un rapporto di compressione pari a 3,5.

Successivamente si dovrà pensare al l'adattamento delle seguenti condizioni nelle fasi di decollo e ascesa per permettere alla macchina la regolazione alle varie condizioni considerando però la necessità di mantenere un peso e un numero di componenti più ridotto possibile.

Il dimensionamento di massima del compressore è dato dallo studio fluidodinamico e da una serie di approssimazioni che semplificano varie problematiche dovute, all'avviamento del compressore, all'ingegnerizzazione del compressore, alla compensazione dei giochi assiali e il perfetto accoppiamento fra i vari stadi, alle tenute che devono garantire l'isolamento massimo del fluido sia verso l'interno, sia verso l'esterno, e a tutti i problemi riguardanti il raffreddamento e la lubrificazione delle parti rotanti e le prestazioni dei cuscinetti a sfere.

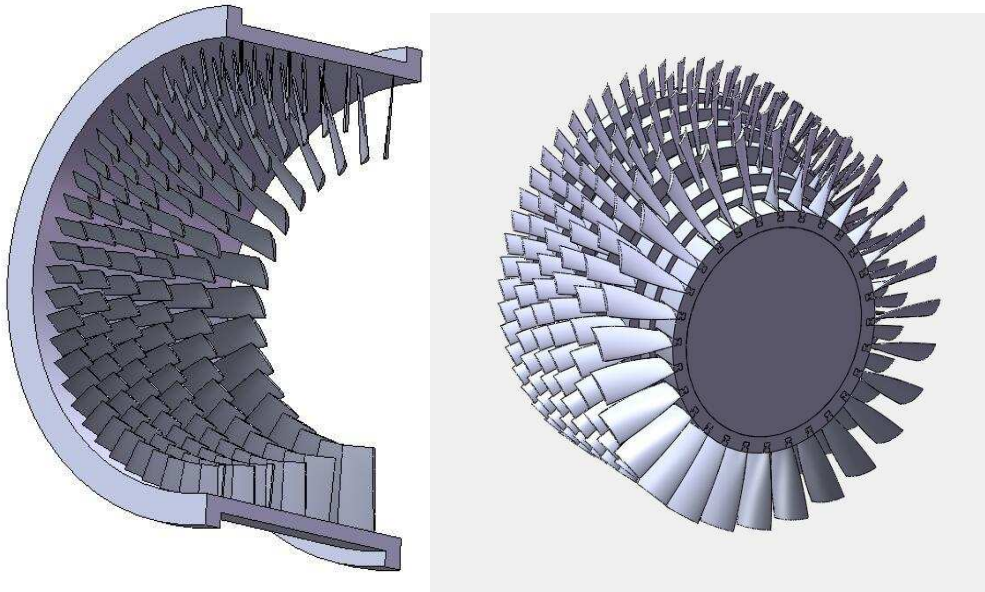


Fig13- parte statorica e parte rotorica del compressore

Si veda chiaramente il sistema pensato per l'inserimento delle palette nei vari vani statorici. Consideriamo che qui non abbiamo pensato a un sistema di variazione di incidenza delle pale poiché altrimenti il sistema di inserimento sarebbe stato differente.

Dalla realizzazione del rotore è stata effettuata quella dello statore. Si vede chiaramente la riduzione del numero di stadi conseguenza della riduzione dell'area del passaggio dovuta all'aumento della pressione all'aumentare del numero di stadi.

Riassunto delle specifiche del compressore

- Rapporto compressione =3.5
- Numero di stadi ³ 6
- Rendimento=0.87
- Lunghezza totale del compressore 375 mm
- Ingombro frontale: raggio di punta 288 mm → Diametro frontale= 576 mm

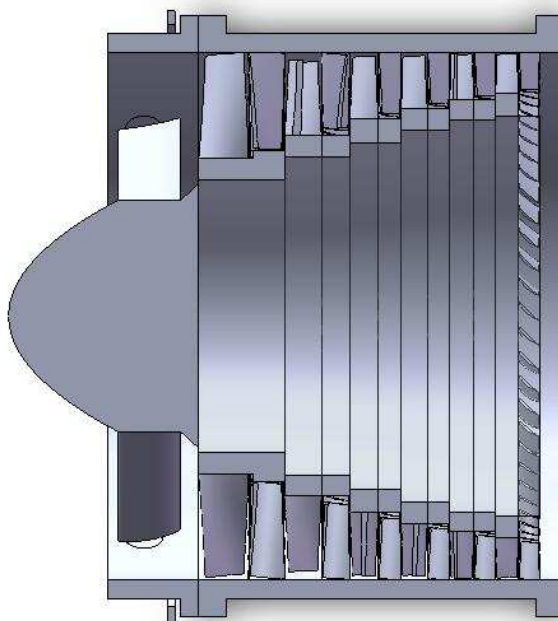


Figura-14 compressore

Il motore

Motore a ciclo Diesel due tempi ottopenne le cui caratteristiche sono:

Alesaggio (mm)	150
Corsa (mm)	63
Cilindrata Unitaria (cm ³)	1113
Potenza Unitaria (CV)	250
Numero giri (rpm)	10000
Rendimento volumetrico	0,7
Numero cilindri	96
Temperatura ingresso (K)	323
Pressione ingresso (Bar)	3.5
Cilindrata totale (cm ³)	106848
Portata volumetrica (m ³ /s)	12.469
Potenza Massima (cv)	24000

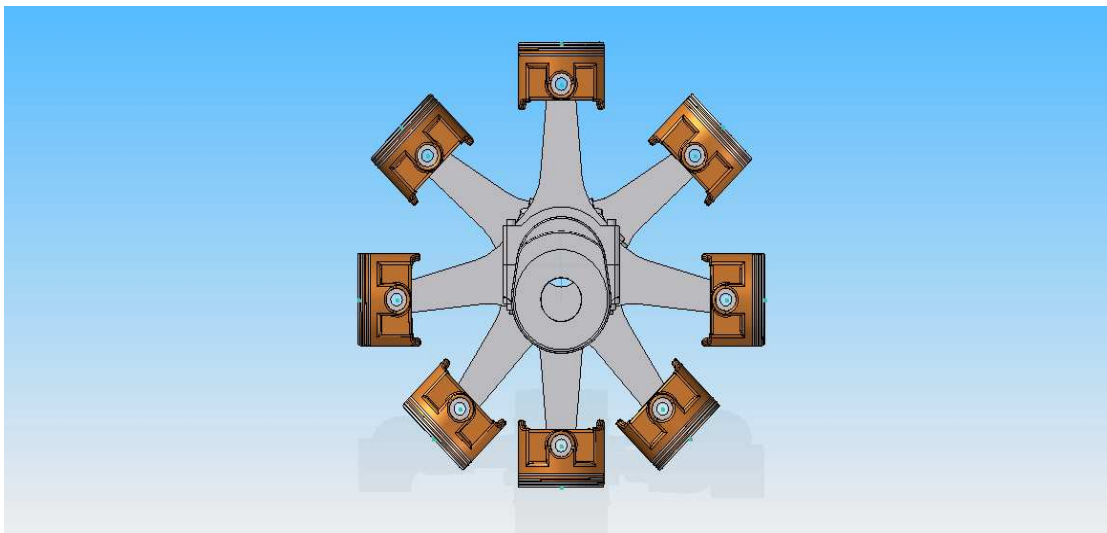


Figura 15- motore ottopenne

Analisi e ottimizzazione del convertiplano

Caratteristiche aerodinamiche

Al momento non esiste un velivolo supersonico di caratteristiche adeguate alle nostre esigenze, benché ne siano in progettazione ben due. A causa di ciò è stata scelta una configurazione simile al Concorde, adatta a trasportare un centinaio di passeggeri su distanze transoceaniche ad una velocità di circa Mach 2. Il velivolo in studio sarebbe adeguatamente scalato rispetto al Concorde, per trasportare 6 passeggeri. La scala scelta dai precedenti progetti è di 0,5-0,6 volte le dimensioni del Concorde, scala imposta dall'altezza interna della fusoliera; il risultato è un velivolo di dimensioni generose, specie in lunghezza, adatto a trasportare fino a 15 persone. Il peso del velivolo è stato stimato a partire da quello del Concorde, usando 0,6 come scala delle lunghezze (ovviamente alla terza potenza). Considerando la struttura in alluminio, con elementi in acciaio per garantire la medesima rigidità, la massa a vuoto senza i motori è di circa 11 ton. La superficie alare del modello in scala vale 108 m^2 .

Dalle performance dei motori e dai manuali di volo del **Concorde** si sono trovati i seguenti dati, a 16.000 metri:

- velocità: 590 m/s
- massa: 140.000 kg (1.373.000 N);
- superficie alare: $358,25 \text{ m}^2$;
- carico alare: 391 kg/m^2 .
- Cl : 0,133;
- Cd : 0,017;
- efficienza: 7,7
- spinta: 178.000 N;

In volo livellato uniforme la portanza eguaglia il peso e la spinta eguaglia la resistenza.



Come si può vedere dalla figura 1, in un velivolo da trasporto passeggeri con ala a delta, alla velocità di Mach 2, la resistenza totale è divisa in tre parti circa uguali:

- resistenza d'onda,
- resistenza indotta,
- resistenza d'attrito.

Data la forte similitudine geometrica e di missione, si può considerare questa suddivisione valida anche per il nostro velivolo. Analizziamo ora i singoli contributi.

Figura 1

Resistenza d'onda

Questa resistenza è provocata dalla comprimibilità del fluido attraversato, e dipende dalla forma del velivolo e dal numero di Mach di volo. I due velivoli hanno la stessa forma e volano circa allo stesso n° di Mach, quindi il coefficiente di resistenza d'onda può essere considerato uguale per entrambi.

Resistenza indotta

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

$$Cd_i = \frac{Cl^2}{p \times AR} \times (1 + d)$$

con:

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

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

Resistenza d'attrito

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

$$R = \frac{\rho \times u \times l}{\mu} = \frac{u \times l}{\nu}$$

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

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

$$F_D = \frac{1}{2} \times \rho \times u^2 \times S_{WET} \times C_F \times (1 + \phi)$$

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

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

Il primo passo, quindi, è quello di calcolare il n° di Reynolds del Concorde. La resistenza valutata è quella dell'intero aereo, quindi come lunghezza di riferimento è stata scelta la lunghezza della fusoliera. Si valuta inoltre la transizione dello strato limite da laminare a turbolento; i risultati danno una transizione molto precoce, si può quindi considerare tutto lo

strato limite in regime turbolento. Fatto questo si calcola il C_F del Concorde con la formula dello strato limite turbolento:

$$C_F = \frac{0.072}{R_L^{0.2}}$$

e si determina φ .

Ora si procede a calcolare il C_F della lamina piana corrispondente al velivolo dei precedenti progetti, con gli stessi metodi appena visti. Risulta infatti anche per il nostro velivolo una zona di strato limite laminare trascurabile rispetto a quella turbolenta.

A questo punto si hanno tutti gli elementi necessari a trovare i valori di portanza e resistenza necessari.

Nell'ipotesi di volare a Mach 2.0 o Mach 2.5, visto che il coefficiente di resistenza d'onda aumenta e quello di resistenza d'attrito diminuisce si considera costante il coefficiente di resistenza a portanza nulla Cd_0 , si ricalcolano i nuovi valori del Cl e del Cd .

Mach 2.0	Mach 2.5
velocità: 590 m/s;	velocità: 737 m/s;
massa: 22000 kg (215.820 N);	massa: 22000 kg (215.820 N);
superficie alare: 108 m ² ;	superficie alare: 108 m ² ;
carico alare: 185 kg/m ² ;	carico alare: 185 kg/m ² ;
Cl : 0,063;	Cl : 0,040;
Cd : 0,013;	Cd : 0,012;
efficienza: 4,7;	efficienza: 3,2;
spinta: 42 000 N.	spinta: 60 000 N.

Si osserva immediatamente come il carico alare sia meno della metà di quello del Concorde. Questo fatto, se da un lato migliora il comportamento del velivolo a bassa velocità con una riduzione della velocità di stallo, dall'altro penalizza le performance del velivolo ad alte velocità, di gran lunga le più importanti in questo caso.

Infatti si nota una forte riduzione dell'efficienza dell'ala. Risulterebbe quindi utile ridurre la superficie alare.

Ottimizzazione velivolo

Quindi, si è scelto di usare una scala più piccola, circa 0,4 per tutte le dimensioni del convertiplano rispetto alle dimensioni del Concorde, meno che la struttura della fusoliera, la cui sezione a forma ellittica. I valori trovati sono corretti con dei coefficienti aerodinamici per considerare la variazione della superficie bagnata del velivolo.

Si trova così un compromesso tra: la scala di riduzione più piccola possibile, la necessità di avere un'altezza sufficiente all'interno della fusoliera, l'esigenza di usare come sezione della fusoliera una forma il più circolare possibile per motivi resistenziali.

Si riportano di seguito le caratteristiche aerodinamiche corrette, prendendo in considerazione le modifiche apportate al velivolo ad una quota di 16.000 metri.

Mach 2.0	Mach 2.2	Mach 2.5
velocità: 590 m/s	velocità: 649 m/s	velocità: 737 m/s
massa: 22000 kg (216kN)	massa: 22000 kg (216 kN)	massa: 22000 kg (216 kN)
superficie alare: 57 m ²	superficie alare: 57 m ²	superficie alare: 57 m ²
carico alare: 384 kg/m ²	carico alare: 384 kg/m ²	carico alare: 384 kg/m ²
<i>Cl</i> : 0.13;	<i>Cl</i> : 0.10	<i>Cl</i> : 0.083
<i>Cd</i> : 0.014;	<i>Cd</i> : 0.012	<i>Cd</i> : 0.010
efficienza: 9.08	efficienza: 8.6	efficienza: 7.6
spinta: 23.727 N	spinta: 25.114 N.	spinta: 28.312 N.

Si osserva come i valori siano cambiati in maniera sostanziale, il carico alare risulta essere molto più alto rispetto ai progetti precedenti. Infatti, come si può vedere quello del Concorde è di quasi 400 kg/m², mentre il nostro è 384 kg/m². Inoltre l'efficienza simile a quella del Concorde, consente una maggiore autonomia rispetto ai precedenti progetti.

Volendo mantenere il più possibile vicina o comunque simile la nostra aerodinamica a quella del Concorde, in modo da non dovere impegnare ingenti risorse temporali ed economiche, nel riprogettare e collaudare una aerodinamica ex-novo, non è possibile spostare indietro verso la coda, il baricentro del velivolo, in modo da non caricare in modo eccessivo i fan anteriori che danno la spinta supplementare nel decollo verticale.

Dopo la consultazione di diversi report riguardanti velivoli VTOL, che utilizzano vari sistemi per il decollo verticale, l'attenzione si è incentrata sul velivolo militare **Yakovlev 41M**. Questo paragrafo descrive brevemente le caratteristiche di questo velivolo vista l'affinità delle dimensioni e dei pesi con il nostro convertiplano.



Figura 2-Yak 41M

Lo Yakovlev è nato come velivolo sperimentale per acquisire esperienza nel campo dei velivoli VTOL, vista la necessità della marina sovietica di avere un velivolo VTOL per difendere la flotta da attacchi rapidi provenienti dal cielo.

Le caratteristiche tecniche richieste al velivolo sono la velocità supersonica, la grande manovrabilità in combattimento aereo, oltre alle caratteristiche di armamento e radar dei moderni caccia.

Sono state studiate varie configurazioni dell'aeromobile, i maggiori problemi riscontrati sono stati, le prestazioni richieste in volo supersonico al motore da crociera, e la presenza della post-combustione. In tutte le configurazioni sono previsti due motori ascensore, che permettono il decollo verticale, ma la rottura improvvisa di un motore in volo stazionario porta a torsioni molto veloci, che possono essere bilanciate con flussi d'aria molto potenti.

Dai calcoli si osserva che, la massa dovuta a motore e carburante sarebbe minimizzata, utilizzando uno dei motori principali a capacità supersonica, e due motori verticali separatamente nella fase di volo stazionario.

La configurazione finale scelta è quindi: un motore principale con un unico ugello girevole posizionato a breve distanza dietro il centro di gravità, e in unione due motori ascensore dietro l'abitacolo per bilanciare la spinta del motore in modalità crociera.

Inoltre, l'uso della spinta differenziale dei motori per il controllo longitudinale porta a

dimezzare il prelievo di portata d'aria per il controllo degli ugelli.

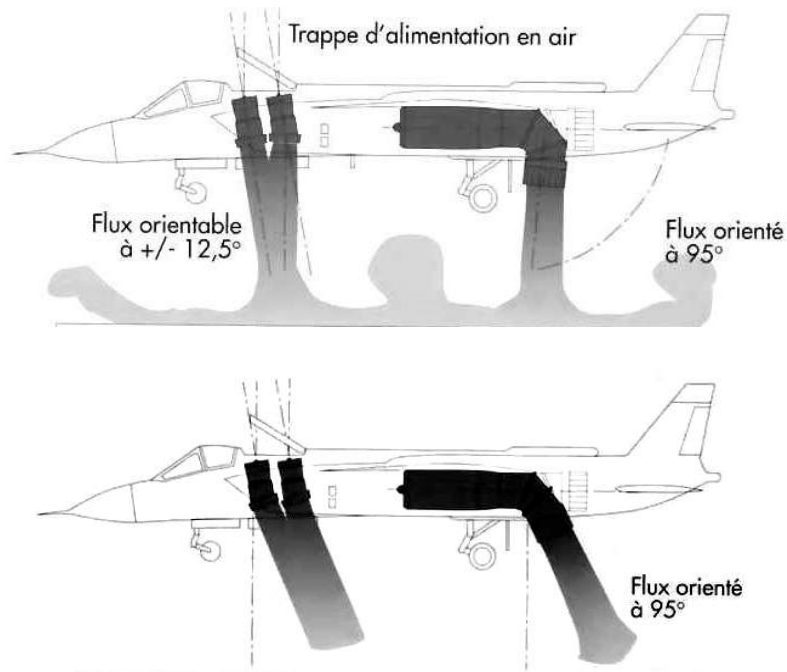


Figura 3- configurazione VTOL Yak 41M

Il vantaggio di questo concetto di galleggiabilità, rispetto al concetto di un unico motore come per il P.1127 e il P.1154 supersonico, è poter ottimizzare il propulsore principale.

Dato che i due motori ausiliari danno ulteriore spinta dell'ordine di 8 tonnellate, il motore principale non deve essere potente come quello dell'Hawker VTOL, ma è ottimizzato per crociera supersonica, con una sensibile riduzione dei consumi.

Struttura avionica:

La cellula dell'aereo era stata costruita facendo un ricorso piuttosto esteso ai materiali compositi. In particolare, il 28% del peso della struttura era costituito da fibra di carbonio. La restante parte dell'aereo, invece, era fatta principalmente in lega di titanio.

Il peso dell'aereo, a vuoto equipaggiato, era di 11 650 kg. Il peso massimo variava invece a seconda del tipo di decollo.

Decollo verticale: 15 800 kg.

Decollo corto: 19 500 kg.

Il Freestyle era caratterizzato da un disegno aerodinamico pulito, che, insieme ad un motore molto potente, rendeva possibile una velocità altamente supersonica.[4] L'apertura alare era relativamente ridotta, ed il carico bellico esterno poteva essere agganciato a quattro piloni sub-alari. Il fattore di carico massimo era di 7 g.

Il radar ed il sistema d'arma era praticamente identico a quello del MiG-29, con controlli di volo fly-by-wire.

Si trattava di un aereo monoposto, con un seggolino eiettabile Zvezda K-36V tipo zero-zero.

Propulsione:

Lo Yak-141 era un trireattore. I due turbofan per il decollo verticale erano degli RKBM RD-31D-41 da 4 100 kgf, sistemati in tandem direttamente dietro alla cabina di pilotaggio.

I due motori, progettati appositamente per il nuovo aereo, erano inclinati in avanti di 5 gradi, ed avevano gli ugelli di scarico che si potevano deflettere per valori compresi tra +/- 12,5 gradi.

Il motore principale per il volo "rettilineo" era un turbofan MNPL Soyuz R-79V-300 con ugello di scarico inclinabile. Questo era situato tra i piani di coda, appena dietro le ali. La potenza sviluppata dal motore era di 10.900 kg/s a secco e 15 500 con postbruciatore.

Nel corso di un decollo/atterraggio verticale, l'ugello di scarico veniva inclinato di 90 gradi verso il basso, mentre nel caso di decollo convenzionale "corto" l'inclinazione era di 63 gradi.

La grande potenza del motore costituiva anche uno dei maggiori limiti dell'aereo in questione. Infatti, per far funzionare il sistema di sostentamento nei casi di decollo/atterraggio verticale, era necessario accendere il postbruciatore.

I gas di scarico giungevano a temperatura elevatissima sulla pista, danneggiandola in modo serio. Quindi, fu necessario rivestire il ponte della portaerei Admiral Gorshkov con un particolare sistema di raffreddamento liquido, in modo da assorbire il calore prodotto dal motore

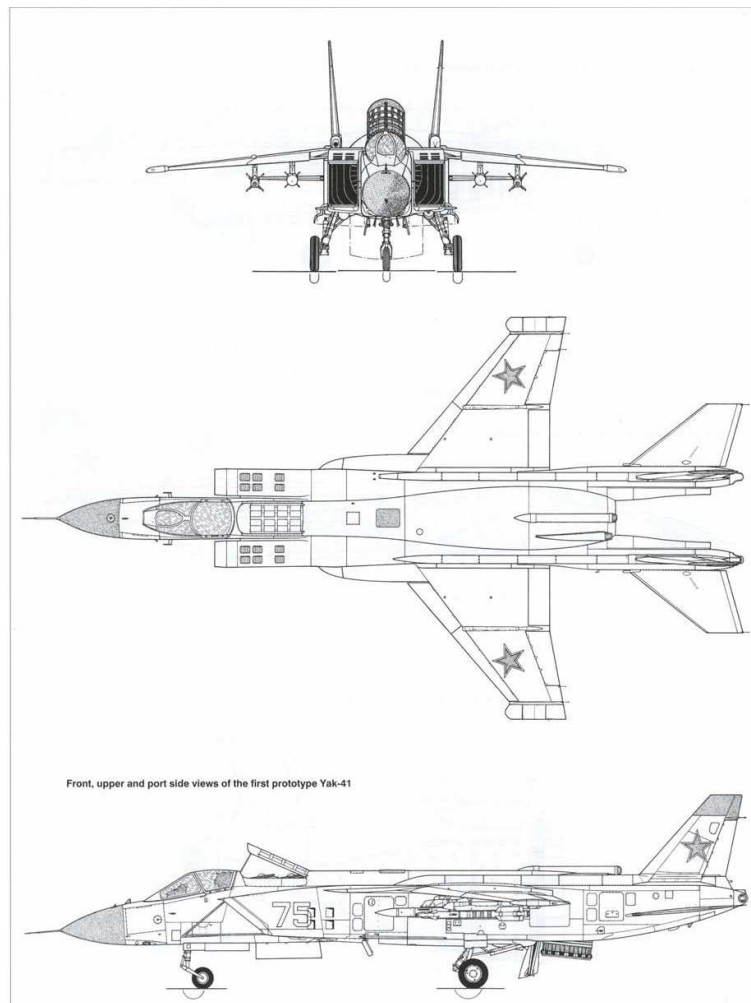


Figura 4

Tipo	aereo da caccia VTOL	Propulsione	
Equipaggio	1	Motore	1 turbogetto MNPL Soyuz R-79V-300 2 RKBM RD-31D-41
Costruttore	OKB 115 Yakovlev	Spinta	107,7 e 41,8 kN (ciascuno)
Data primo volo	marzo 1989	Prestazioni	
Esemplari	4	Velocità max	Mach 1,7 (circa 1 800 km/h)
Dimensioni e pesi		Velocità di salita	250 m/s
Lunghezza	18,30 m	Autonomia	fino a 2 100 km
Apertura alare	13,97 m	Tangenza	15 500 m
Altezza	5,00 m	Capacità combustibile	4 400 kg (interna)
Superficie alare	31,7 m ²		
Peso a vuoto	11 650 kg		
Peso max al decollo	19 500 kg (CTOL) 15 800 kg (VTOL)		

Con ausilio del software Mathematica è stato possibile mettere a confronto, le caratteristiche ormai note e ben collaudate, dello Yakovlev 41M con quelle del nostro velivolo, riscontrando l'impossibilità di decollare in configurazione VTOL del nostro convertiplano nell'attuale configurazione.

Dovendo avere nella parte anteriore ,dove sono presenti i fan, una spinta pari al 42% del totale ,ed un rapporto potenza spinta di 1,2, la nuova configurazione del progetto, ora simile allo Yak 41M , si avvale di due ventilatori da 1.4 metri, posti nella fusoliera dietro la cabina passeggeri, azionati sempre dai motori alternativi tramite rinvii e coppie coniche, ma in posizione orizzontale rispetto al terreno.

I due nuovi lift Fan da 1.4 m sono in proporzione più efficienti di quelli da 700 mm.

stadio	diametro	spinta	potenza assorbita
Singolo stadio	FAN 1.4 m	55705 N	10958 HP
Singolo stadio	FAN 1.3 m	48031 N	9448 HP
Doppio stadio	FAN 1.0 m	41154 N	11723 HP
Triplo stadio	FAN 0.7 m	26406 N	9849 HP
Doppio stadio	FAN 0.7 m	20166 N	5744 HP

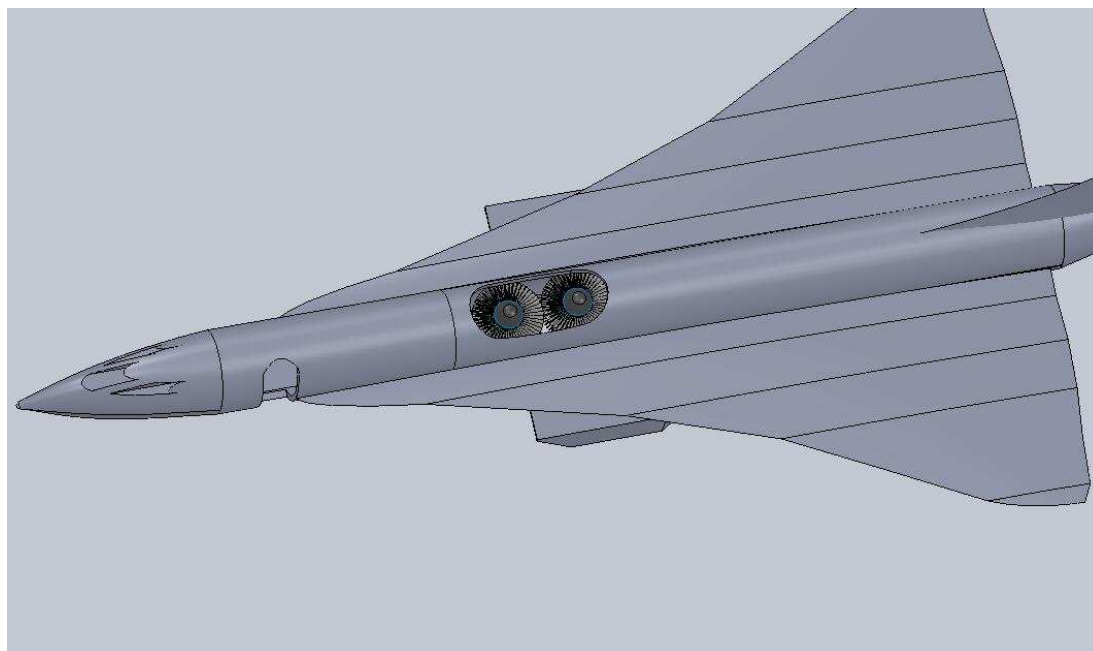


Figura 5- posizione lift Fan interni alla fusoliera

La nuova configurazione presenta un' apertura per accogliere i Fan dietro la cabina

passaggeri, una complicazione per il trasporto della trasmissione di potenza ai Fan, ma un corpo propulsore molto ridotto, mancando i ventilatori dietro l' intake ,e i palettamenti mobili che deviano il flusso d' aria per sollevare il velivolo in configurazione VTOL.

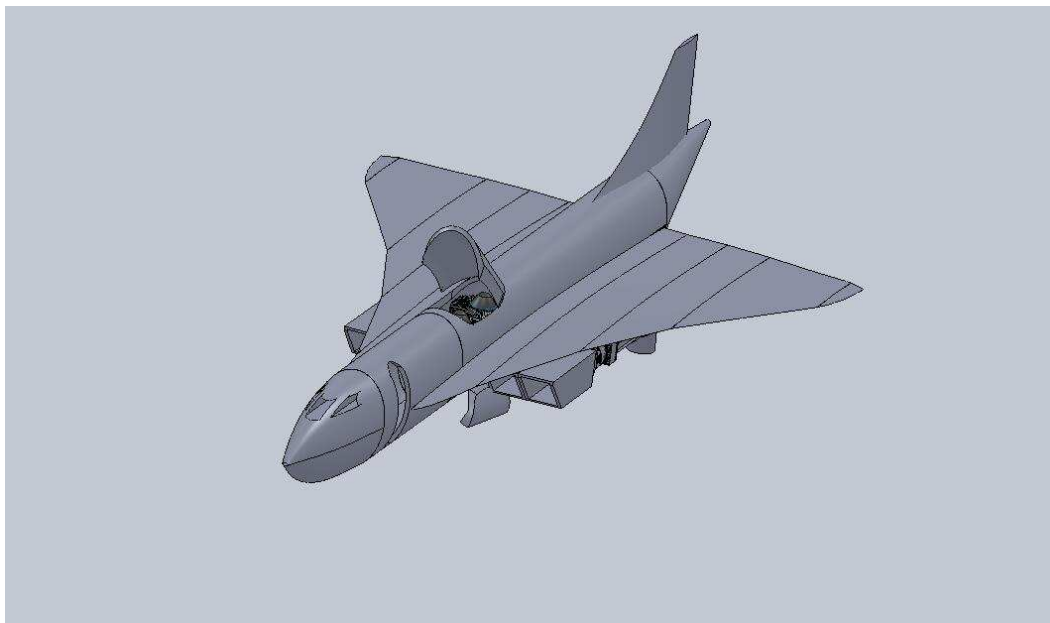


Figura 6- velivolo definitivo con ventilatori

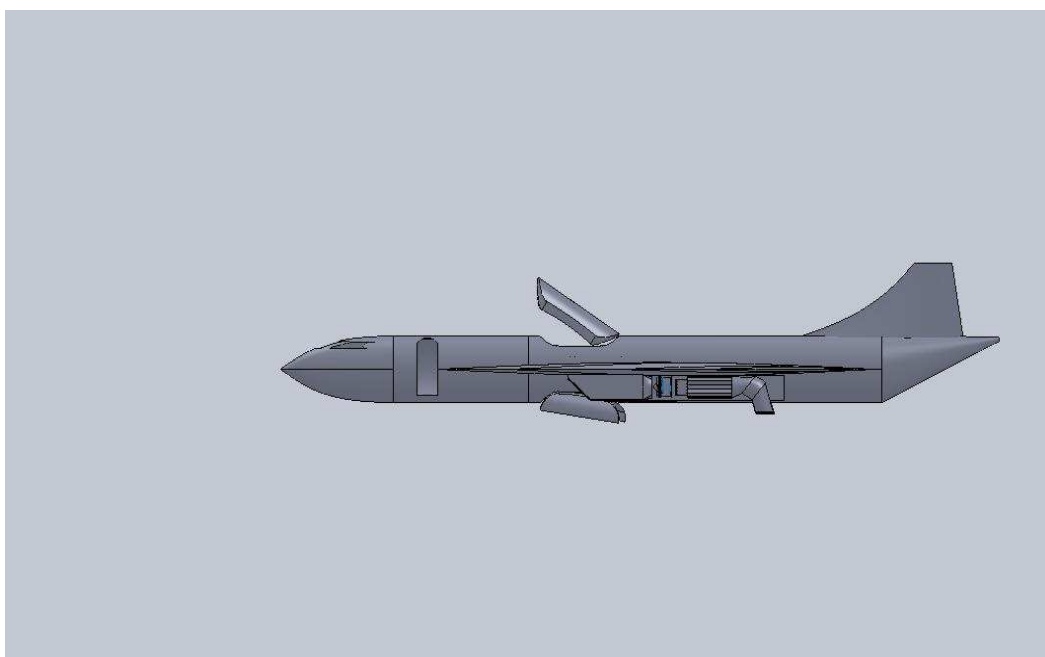


Figura 7- velivolo con paratie aperte

Listato di Mathematica

In conclusione di capitolo viene presentato il listato di Mathematica con il quale si sono ottenuti i risultati presentati.

Il primo passo è l'introduzione delle caratteristiche dell'aria

$$T_a=216.65$$

$$p_a=10287.459141$$

$$\rho_a=0.16542$$

$$\nu_a=8.7045 \cdot 10^{-5} \quad (\text{viscosità cinematica } \nu)$$

$$a=295.0678 \quad (\text{velocità del suono})$$

$$R=287$$

$$\gamma=1.395$$

$$C_p=1013$$

$$M=2$$

$$u_{\text{volo}}=M \cdot a$$

In questa fase vengono introdotte le caratteristiche aerodinamiche del Concorde

$$u_{\text{conc}}=590.136$$

$$Q=140000 \cdot 9.81 \quad (*[N]*)$$

$$T=4 \cdot 44600 \quad (*[N]*)$$

$$S=358.25 \quad (*[m^2]*)$$

$$C_l=2 \cdot Q / (\rho_a \cdot S \cdot u_{\text{conc}}^2)$$

$$C_d=2 \cdot T / (\rho_a \cdot S \cdot u_{\text{conc}}^2)$$

$$\text{Eff}=C_l/C_d$$

$$Q_{\text{Srif}}=(Q/9.81)/S \quad (*\text{Carico alare } [kg/m^2]*)$$

Ora viene divisa la resistenza nelle sue tre componenti e determinati i parametri dell'analogia della lastra piana per il Concorde

$$C_{dw}=C_d/3$$

$$C_{di}=C_d/3$$

$$K=C_{di}/C_l^2$$

$$S_{w\text{etrif}}=1244$$

$$l_{\text{rif}}=61.66$$

$$F_{D\text{rif}}=T/3/N$$

$$R_x=450000$$

$$x_{\text{rif}}=((R_x \cdot \nu_a / u_{\text{conc}}) / l_{\text{rif}}) \cdot 100$$

$$R_{l\text{rif}}=(u_{\text{conc}} \cdot l_{\text{rif}}) / \nu_a$$

$$CFrif=(.072/(Rlrif)^.2)$$

$$fi=(2*FDrif/(roa*uoconc^2*Swetrif*CFrif))-1$$

Si assegnano le dimensioni caratteristiche del nostro velivolo e, sempre con l'analogia della lastra piana, si determina il valore del coefficiente della resistenza d'attrito

Nostrovelivolo----- piccoloConcorde scalato 0.4 Dimoriginale

$$ltesi=ScalaNostro*lrif (* lunghezza di riferimento nostro velivolo *)$$

$$Swettesi=ScalaNostro^2 *Swetrif;$$

$$Stesi=ScalaNostro^2*S; (* Superficie alare nostro velivolo m^2*)$$

Infine, si calcolano le caratteristiche aerodinamiche del nostro velivolo

$$QStesi=(Qtesi/9.81)/Stesi; (*Carico alare tesi [kg/m^2]*)$$

$$xtesi=((Rx*nua/uvolo)/ltesi)*100;$$

$$Rltesi=(uvolo*ltesi)/nua;$$

$$CFtesi=(.072/(Rltesi)^.2);$$

$$FDtesi=.5*roa*uvolo^2*Swettesi*CFtesi*(1+fi);$$

$$Cdftesi=FDtesi^2/(roa*uvolo^2*S*.6^2);$$

$$Cltesi=2*Qtesi/(roa*uvolo^2*Stesi);$$

$$Cditesi=K*Cltesi^2;$$

$$Cdwtesi=Cdw;$$

$$Cdtesi=Cdftesi+Cdwtesi+Cditesi;$$

$$Efftesi=Cltesi/Cdtesi;$$

$$Ttesi=.5*roa*Stesi*uvolo^2*Cdtesi;$$

$$Tmotore=Ttesi/4;$$

Si analizziamo ora la possibilità di usare affinità del nostro velivolo con lo Yak 41M,

$$MassaDecolloYAK=15800;$$

$$SpintaAntDecYak=8000;$$

$$SpintaPostDecYak=11000;$$

Si considera la spinta dei due motori anteriori e di quello da crociera posteriore,

$$SpintaTotYak=SpintaAntDecYak+SpintaPostDecYak$$

$$PercentualeSpintaDavanti=SpintaAntDecYak/SpintaTotYak//N$$

$$RapportoPotenzaSpintaYak=SpintaTotYak/MassaDecolloYAK//N$$

Si considera le caratteristiche del nostro velivolo, per decollo in configurazione VTOL

MassaNostraAttuale=22000

SpintaNostraAttualeSimilYak=RapportoPotenzaSpintaYak*MassaNostraAttuale

SpintaAnterioreNostraSimilYak=SpintaNostraAttualeSimilYak*PercentualeSpintaDavanti

Si valuta la scelta del miglior fan da installare

PotenzaXCilindro=250;

gg=9.89665;

SpintaDelVentilatore700Istadio=20166/gg;

SpintaDelVentilatore700IIIstadio=26406/gg;

PotenzaAssorbitaDalVentilatore700=5744;

PotenzaAssorbitaDalVentilatore700IIIstadio=9849;

PotenzaAssorbitaDalVentilatore1400=10958;

SpintaVentilatore1400=55705/gg;

Si trova il numero minimo di fan per decollo in configurazione VTOL.

NVentilatori700=SpintaAnterioreNostraSimilYak/SpintaDelVentilatore700Istadio

NVentilatori700IIIstadi=SpintaAnterioreNostraSimilYak/SpintaDelVentilatore700IIIstadio

NVentilatori1400=SpintaAnterioreNostraSimilYak/SpintaVentilatore1400

PotenzaDueFan1400=2*PotenzaAssorbitaDalVentilatore1400

Si ottiene la percentuale di potenza utilizzata

NCilindriNecessari=PotenzaDueFan1400/PotenzaXCilindro*2*4/3//N

(* con solo 3 motori funzionanti*)

NCilindriMotore=NCilindriNecessari/3

NcilindriSupersonico=96;

PercentualePotenzaVolosupersonico=NcilindriSupersonico/(NCilindriMotore*4)

Analisi delle fasi di volo

Fase di crociera

Partendo dalle spinte necessarie trovate alle velocità di Mach 2, Mach 2.2 e Mach 2.5, imponendo le velocità di scarico dell'ugello u_e , sono state trovate le temperature di ingresso in ugello. In merito al rapporto $v=u_e/u$ è stato scelto un valore di 2 per il volo a Mach 2, ma col crescere della velocità è bene che il motore non sia troppo carico dal punto di vista termico. Questo perché, col crescere della velocità la portata massica del motore è sovrabbondante, mentre la temperatura richiesta dall'ugello è molto alta. Il risultato è un leggero calo nel rendimento di spinta η_0 .

Il dato importante che emerge è come la velocità di 2,5 Mach sia particolarmente gravosa da mantenere dal punto di vista termico, però l'elevata portata in massa del motore riesce a sopperire a questa mancanza.

Come profilo di missione si richiede di garantire un'autonomia supersonica di 7.500 km, al pari di quanto deciso dai costruttori russi per il Tu-444.

Considerando una quota di 16.000 metri, i tempi di volo sono:

N° di Mach	Consumo orario [kg/h]	Velocità [km/h]	Tempo di volo
2,0	3440.29	2 . 1 2 5	3 : 3 2
2,2	4994.73	2 . 3 3 7	3 : 1 2
2,5	6085.35	2 . 6 5 6	2 : 4 9

Si Calcola ora l'autonomia chilometrica con la seguente formula:

$$s = h_0 \times k_i \frac{L}{D} \frac{l}{g} \ln\left(\frac{m_1}{m_2}\right)$$

con:

- k_i : potere calorifico inferiore del gasolio (41 MJ/kg);
- m_1 : massa iniziale;
- m_2 : massa finale;
- η_0 : rendimento totale del propulsore

$$h_0 = \frac{F \times u}{m_f \times k_t} = \frac{(u_e = u) \times u}{f \times k_i}$$

Si decide, quindi, di stimare il peso del velivolo all'inizio della crociera supersonica, imponendo un'autonomia di 7500 km volando a 16000 metri a Mach 2. Dopo alcune iterazioni si è trovata una massa iniziale di 22000 kg, e circa 9200 kg di carburante per la tratta supersonica.

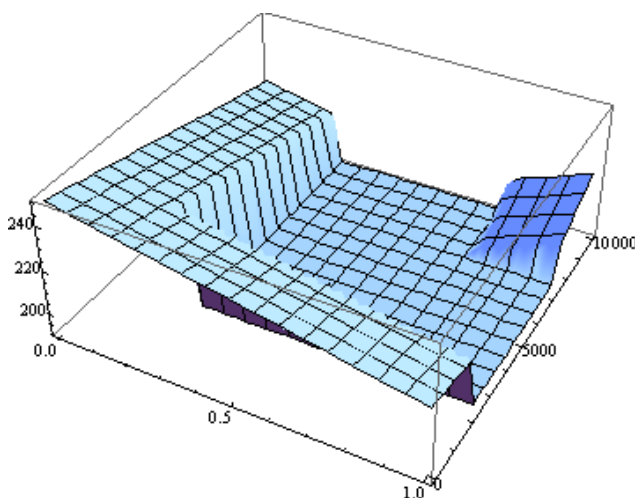
Le autonomie chilometriche corrispondenti alla quantità di carburante scelta sono:

N° di Mach	2.0	2.2	2.5
Autonomia [km]	7557.49	7035.73	5384.74
$v=u_e/u$	2.03151	1.88862	1.73942

Risulta quindi praticabile un volo supersonico sulla distanza di 7500 km senza gravare troppo sul peso al decollo.

La velocità di Mach 2.0 è comunque di tutto riguardo, inoltre lo stesso quantitativo di carburante è in grado di garantire più di 5000 km di autonomia alla massima velocità di 2.5 Mach. Sono quindi possibili voli a lungo raggio alla velocità di Mach 2 e voli a medio raggio alla velocità di 2.5 Mach.

Si può osservare in un grafico 3D l'andamento dei consumi dei variando, la percentuale di carico a cui è sottoposto il motore, e il numero di giri del motore.



Consumi specifici:

ConsumoMax=250(*gr/CVh *)

ConsumoMin= 190 (* gr/CVh *)

Consumo a MaxPotenza=220 (*gr/CVh *)

Figura 1- andamento dei consumi in funzione numero giri e percentuale di carico.

Alle quote oggetto di studio, in cui si viaggia a velocità di crociera, la velocità del suono è uguale quindi le velocità di volo sono le medesime. Essendo fissi anche gli altri parametri l'unico valore che cambia è la densità, ovviamente maggiore a 11000 metri, con la conseguenza che a 16000 metri l'aereo deve volare a Cl maggiore, quindi con resistenza maggiore.

A causa dalla ridottissima densità, si ha una riduzione della portata in massa del motore. Nelle fasi di volo subsonico, come per il decollo, bisogna massimizzare la portata in massa del motore, per minimizzare la velocità di scarico del motore e quindi la temperatura di inizio espansione. Bisogna ricordare poi che l'autonomia chilometrica dipende dal rendimento complessivo del propulsore, che è massimo quando il rapporto v è pari a 2.

Dai calcoli eseguiti con il software Mathematica osservando andamento dei consumi in funzione dell'altitudine e della velocità del velivolo è chiaro che in fase di decollo e in condizione subsoniche, i consumi risultano avere un peso maggiore che in condizioni supersoniche.

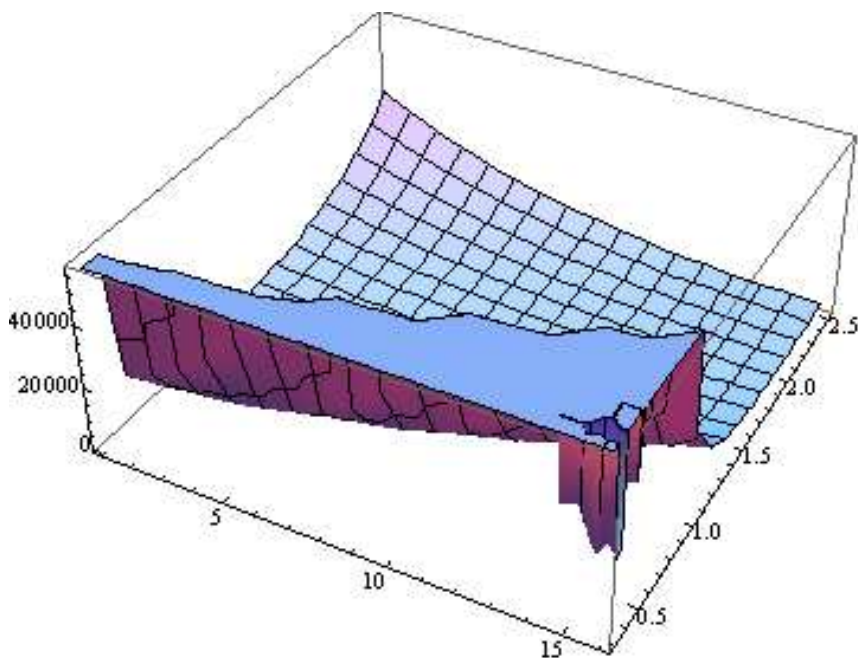


Figura 2- andamento del consumo specifico in funzione di altitudine e velocità

Sezioni del propulsore

Partendo dalle varie condizioni di volo si determinano le dimensioni dei vari componenti del motore.

Mach 2.5 ---16000 m

	Ingresso diffusore	Ingresso compressore	Ugello di scarico
Area [m ²]	0.097	0.180	0.267
Diametro [m]	0.351	0.479	0.583

Mach 2.2 ---16000 m

	Ingresso diffusore	Ingresso compressore	Ugello di scarico
Area [m ²]	0.111	0.207	0.235
Diametro [m]	0.376	0.513	0.547

Mach 2.0 --- 16000 m

	Ingresso diffusore	Ingresso compressore	Ugello di scarico
Area [m ²]	0.119	0.222	0.215
Diametro [m]	0.390	0.532	0.523

Mach 0.95 ---16000 m

	Ingresso diffusore	Ingresso compressore	Ugello di scarico
Area [m ²]	0.147	0.274	0.208
Diametro [m]	0.433	0.591	0.514

Mach 0.95 ---11000 m

	Ingresso diffusore	Ingresso compressore	Ugello di scarico
Area [m ²]	0.108	0.200	0.082
Diametro [m]	0.370	0.505	0.323

Escludendo l'area dell'ugello, che si considera variabile, l'area delle altre sezioni sono fisse e sono vincolate dalla condizione di volo alto subsonico. In fase di progetto è stata determinata una dimensione della sezione della gondola motore di metri 0.8 x 0.8, imposta dal diametro del fan. Risulta quindi che tutte le sezioni possono essere sicuramente contenute in queste dimensioni.

Nel caso della sezione di scarico questa è stata calcolata considerando un'espansione completa fino alla pressione ambiente per mezzo di un ugello di De Laval. Per non complicare eccessivamente la struttura è ragionevole attuare un'espansione parziale per il volo supersonico, mentre nel caso subsonico è sufficiente un ugello convergente.

Le dimensioni della gondola motore altezza e larghezza restano invariate, mentre la lunghezza, non dovendo più inserire il fan dietro l'intake e i palettamenti per deviare il flusso in condizioni di volo verticale, si riduce.

Dai calcoli eseguiti con il software Mathematica si ha che, la portata in ingresso al motore soddisfa pienamente la portata necessaria all'ugello;

inoltre considerando il rapporto di miscela si arriva anche a stimare la portata in uscita dal motore e quindi in ingresso all'ugello. Si riesce quindi anche a soddisfare la temperatura necessaria all'ugello sia perché l'intera portata d'aria all'ugello è elaborata dal motore, sia perché utilizzando anche un sistema di fasatura variabile si riesce tranquillamente ad avere in uscita dal motore la temperatura richiesta, per poi avere la spinta necessaria.

Dal grafico si evince che la spinta è ottima già per velocità subsoniche ad ogni altitudine.

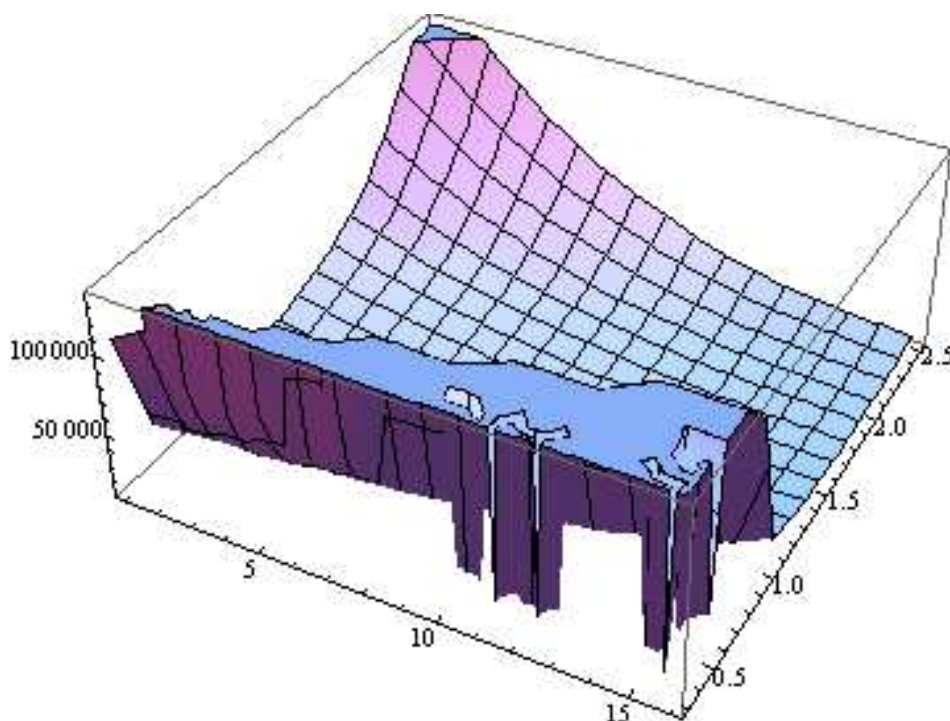


Figura 3- andamento della spinta in funzione di altitudine e velocità

Il decollo

Valutiamo ora le prestazioni del velivolo nelle fasi di decollo. Si è imposto un peso massimo al decollo di 22 tonnellate, compatibile con il peso precedentemente calcolato. Si sono poi considerate due configurazioni possibili di decollo:

1. decollo verticale o corto con i fan accesi, paratie aperte e ugello orientato verso il basso o obliquamente;
2. decollo convenzionale con i fan spenti e ugello in posizione orizzontale.

Si ricorda che per il decollo verticale si è imposto un rapporto spinta su peso pari a 1.20. Dai calcoli si osserva che la configurazione scelta per il velivolo con i due fan dietro la cabina passeggeri, fornisce la spinta necessaria. Il motore fornisce la potenza necessaria per azionare i lift Fan , trascinare il compressore, ed allo stesso tempo fornisce all'ugello di scarico la portata in massa d'aria necessaria, alla velocità e temperatura richieste.

Per il decollo convenzionale, è noto, che è conveniente avere le massime portate d'aria possibile per ridurre le velocità di scarico dei gas e quindi i consumi oltre che il rumore. Si va ora a calcolare il tempo e lo spazio di decollo tramite l'elaborato " Martin – vj del 1936" inserendo i dati del nostro velivolo.

velocitaDecollo=200 ; (* in MHP*)
Qiniziale=55115 ; (*lb*)
Tiniziale=Qiniziale;
Cltesi= 0.589169;
Cdtesi= 0.12178;
ro=1.223824 ;(* densità a terra*)

(*caratteristiche velivolo*)

S=358.25 ; (*[m^2] sup alare concorde*)

ScalaNostro=0.4;

Stesi=ScalaNostro^2*S;

Ttesi=0.5*ro*Stesi*(velocitaDecollo/2.237)^2*Cdtesi;

((Tiniziale-Ttesi)/Qiniziale);

LambdaA=(Cdtesi/Cltesi+((Tiniziale-Ttesi)/Qiniziale)/((Tiniziale/Qiniziale)-0.05));

FFF=-((1/LambdaA)*Log[1/1-LambdaA]); (*FFF---- AAA sono funzione di LambdaA*)

AAA=(Sqrt[LambdaA]/ArcTanh[Sqrt[LambdaA]]);

distanzaDecollo=((velocitaDecollo^2/29.9 ((Tiniziale/Qiniziale)-0.05))*FFF)*0.3048

tempoDecollo=(velocitaDecollo/21.9 ((Tiniziale/Qiniziale)-0.05))*AAA

DISTANZA NECESSARIA AL DECOLLO = 597 m

TEMPO NECESSARIO DI DECOLLO = 6 sec

Listato di Mathematica

Concludiamo con il listato di Mathematica usato per i calcoli.

Il primo passo è quello di assegnare le caratteristiche dell'aria e la velocità di volo

```
Ta=216.65
pa=10287.459141
roa=0.16542
nua=8.7045*10^-5
a=295.0678
R=287
gam=1.395
Cp=1013
M=2.2
uvelo=M*a
```

Calcoliamo quindi le condizioni totali o di ristagno dell'atmosfera

```
T0a=Ta*(1+(gam-1)/2*M^2)
p0a=pa*(1+(gam-1)/2*M^2)^(gam/(gam-1))
ro0a=p0a/(R*T0a)
```

Si procede con il calcolo delle condizioni statiche e totale nelle varie sezioni del motore

Presa d'aria

(*Sezione i = Ingresso presa d'aria*)

```
p0i=p0a
T0i=T0a
ro0i=ro0a
pi=pa
Ti=Ta
roi=roa
```

Ingresso diffusore

(*Sezione 1 = Ingresso diffusore*)

```
etapa=.98 (*Recupero p0 nella presa d'aria*)
p01=p0i*etapa
M1=.7
p1=p01/((1+(gam-1)/2*M1^2)^(gam/(gam-1)))
```

$$T01=T0i*(etapa)^{((gam-1)/gam)}$$

$$T1=T01/(1+(gam-1)/2*M1^2)$$

$$a1=(gam*R*T1)^{.5}$$

$$u1=a1*M1$$

$$ro01=p01/(R*T01)$$

$$ro1=p1/(R*T1)$$

Ingresso compressore

(*Sezione 2 = ingresso compressore*)

$$M2=.3$$

$$p02=p01$$

$$T02=T01$$

$$ro02=ro01$$

$$p2=p02/((1+(gam-1)/2*M2^2)^{(gam/(gam-1)}))$$

$$T2=T02/(1+(gam-1)/2*M2^2)$$

$$ro2=p2/(R*T2)$$

$$a2=(gam*R*T2)^{(1/2)}$$

$$u2=a2*M2$$

Uscita compressore

(*Sezione 3 = Uscita compressore*)

$$beta=3.5$$

$$p03=beta*p02$$

$$etac=.87 \quad (*rendimento compressore stimato*)$$

$$T03=T02*(1+1/etac*(beta^{((gam-1)/gam)}-1))$$

$$ro03=p03/(R*T03)$$

Si impone la spinta necessaria per un motore

$$Tmotore=Ttesi/4$$

Vengono inserite le caratteristiche fisse del motore Diesel

$$ngiri=10000$$

$$etavolumetrico=.7$$

$$ncilindri=40$$

$$Tinengine=50+273.15$$

$$pinengine=p03$$

$$roinengine=pinengine/(R*Tinengine)$$

```

cilindrata=(((.142^2)*Pi*.063)/4)*ncilindri
prif=600000
Toutenginemax=1063+273.15

```

Vengono calcolate le caratteristiche variabili del motore

```

dVdtengine=cilindrata*etavolumetrico*ngiri/60
dmdtengine=roinengine*dVdtengine
spinta=dmdtengine*(ue-uvolo)
Lc=Cp (T03-T02)
Wmax=(ncilindri*250)*(p03/prif)
Wm=Wmax
dmdtmotore=(Wm*735.5)/Lc
Toutengine=Toutenginemax*(Wm/Wmax)

```

Si calcolano le caratteristiche dell ugello

```

prif=p03;
ue=2*uvolo;

```

```

Toutengine=((-1+gam) * sqrt((pa/prif) * (1/gam)) * prif * ue^2) / (2 * etan * gam * (-pa + sqrt((pa/prif) * (1/gam)) * R));

```

```

If[Toutengine>Toutenginemax,

```

```

    Toutengine=Toutenginemax;];

```

```

    ue=Sqrt[2*gam/(gam-
1)*etan*R*Toutengine*(1-(pa/prif)^((gam-1)/gam))];
(* fine If*)

```

```

spinta=dmdtengine*(ue-uvolo);
marginedisinta=spinta-Tmotore;

```

```

angolodisalita=(spinta*4/Qtesi)-(1/Efftesi);
usalita=uvolo*Tan[angolodisalita];

```

(* Ottimizzo la spinta calcolando la portata massica ideale ,
attenzione la spinta è sempre del singolo motore*)

(*la portata è proporzionale al numero di giri, calcolo il
numero di giri ottimo per la portata*)(*verifichiamo che il motore
eroghi abbastanza energia per il compressore *)

```

If [Tmotore< 4*spinta, (* vado con un motore solo per  

ottimizzare i consumi *)

```

```

    Nmotori=1;

```

```

    dmlengineottima=Tmotore*4/(ue-uvolo),

```

```

    If [Tmotore< 2*spinta, (* vado con due soli motori solo per  

ottimizzare i consumi *)

```



```

Print["vado con 2 motori solo"];
Nmotori=2;
dmlengineottima=Tmotore*2/(ue-uvolo)];
ngiriottimo=dmlengineottima/dmdtengine*ngiri;
PotenzaMax=PotenzaMaxATerraMotore*roinengine/roManifoldATerra;
(* potenza max motore in quota *)
potenzagirimotore=ngiriottimo/ngiri*PotenzaMax;

Lc=Cp (T03-T02);
PotenzaCompressore=Lc*dmlengineottima/etac;

CaricoMotoreOttimo=PotenzaCompressore/(PotenzaMax*daCVaW);

ConsumoSpecificoCrociera=ConsumoSpecifico[CaricoMotoreOttimo,ngiri
ottimo];

Return[ {ConsumoSpecificoCrociera,Nmotori,PotenzaCompressore/daCVaW
}];
];

```

si calcola l'autonomia chilometrica con la formula vista in precedenza

```

(*Autonomia*)
Qf=13300 *9.81 (*peso finale*)
dmdtfuelengine=consumohengine/3600
dmdtfuel=(dmdtfuelengine+dmdtfuelreheat)
f=dmdtfuel/dmdtmotore
eta0=((ue-uvolo)*uvolo)/(f*Kifuel)
distanza=(eta0*Kifuel*Efftesi*(1/9.81)*Log[(Qtesi/Qf)])/1000

```

Conclusioni

I risultati ottenuti soddisfano le richieste di progetto. Risulta verificata la possibilità di condurre il volo a velocità supersoniche, e le prestazioni in volo subsonico appaiono buone ma caratterizzate da elevati consumi.

Il velivolo nell'attuale configurazione con i fan situati nella fusoliera, dietro la cabina passeggeri, è in grado di effettuare il decollo convenzionale e verticale. Dal punto di vista aerodinamico la soluzione trovata appare abbastanza valida, richiedendo solo minimi perfezionamenti.

L'aerodinamica di riferimento simile a quella del Concorde risulta molto valida, la sezione ellittica della fusoliera permetterle di resistere agli sforzi della pressurizzazione ed è alta a sufficienza da permettere di camminare eretti, le dimensioni complessive del velivolo contenute sono adatte al massimo carico previsto, le ali non troppo esili permettono di non appesantirne le strutture e permettono l'uso di serbatoi di carburante alari. Chiaramente il velivolo necessita di un complesso lavoro di ottimizzazione dei vari fattori, non esente da costi.

Lo studio del propulsore presenta molteplici problemi, anche dovuti all'originalità ed alla complessità del progetto. Riassumendo si può dire che questo propulsore riesce a simulare bene il comportamento ad alta velocità di un turbojet, mentre non è in grado di fare altrettanto a bassa velocità con un turbofan. Infatti il propulsore di riferimento per il nostro velivolo è un turbofan, con fan disattivabile per ottenere un funzionamento turbojet a velocità supersoniche.

Dai calcoli effettuati risulta:

- conveniente prevedere per il compressore un solo valore di beta pari a 3.5.
- Visto l'utilizzo del 30% della potenza del propulsore in volo di crociera è auspicabile una riduzione della cilindrata del motore con conseguente riduzione dei costi e delle masse.

Concludendo si può dire che i progetti finora analizzati presentano una base di massima da cui sviluppare, in linea a quanto determinato in questo lavoro, un velivolo di caratteristiche largamente più raffinate.

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
- Dispense di “Fluidodinamica” del Prof. G. Scarpi – Ingegneria Università di Bologna
- Tesi dell'Ing. Domenico Alcaro - “Dimensionamento di un gruppo motopropulsore ibrido a getto per alte velocità “AA 2007/2008
- Tesi dell'Ing. Giacomo Bernardi – “Studio di fattibilità di un velivolo supersonico a decollo verticale dotato di motori alternativi” AA 2007/2008
- Tesi dell'Ing. Marco Di Giacinto - “Studio ed ottimizzazione del motore ibrido VD007 nella versione monoturbina ” - AA 2006/2007
- Tesi dell'Ing. Maurizio Marti - “Dimensionamento e ottimizzazione di un convertiplano per distanze siberiane” - AA 2007/2008

RINGRAZIAMENTI

Arrivati alla fine di un lavoro come questo, e di un percorso come questo, i ringraziamenti, oltre ad un fatto dovuto, diventano un piacere personale.

Per cui, vorrei ringraziare il mio professore Luca Piancastelli per avermi seguito in questo progetto.

Grazie mille volte alla mia numerosa famiglia: i miei genitori, mio fratello, le mie sorelle, i miei nonni e i miei zii.

Alla Vale, per esserci e arrivarci sempre. E alla sua bella famiglia.

Ai miei compagni di ventura, che si sono susseguiti negli anni, ma che in tanto tempo non hanno mai tradito le mie aspettative sull'amicizia: Pisolo, Domenico, Fabio, Michele, Adriano, Matteo, Alfonso, Scimmia, i Gemelli, Fiorella.

Se ho scordato qualcuno, sappia che manca in questo elenco ma non nel mio cuore.