

Il Concorde

Il primo volo supersonico commerciale



Il Concorde G-BOAA nell'atto di atterrare presso l'Aeroporto di Exeter il 15 Luglio 2000, dieci giorni prima del tragico incidente di Parigi. Il fumo generato dalle ruote evidenzia uno dei vortici alari. Credits: Richard Austin

Il Concorde

Il primo volo supersonico commerciale

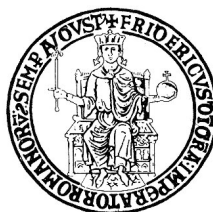
Anno Accademico 2020/21

Elaborato monografico di Aerodinamica degli Aeromobili

Docente: Prof. Carlo de Nicola

MOLINO Leonardo (M53001209)

RICCARDI Francesco (M53001229)



Università degli Studi di Napoli "Federico II"
Scuola Politecnica e delle Scienze Di Base
Napoli, Ottobre 2020

Questo fascicolo è stato realizzato utilizzando L^AT_EX.

Copyright © 2020
MOLINO Leonardo (M53001209)
RICCARDI Francesco (M53001229)
License: **CC BY-NC 3.0 IT**



Indice

1	Inseguendo un sogno	1
2	Dati tecnici	5
3	Le sfide tecnologiche del volo supersonico	7
4	Drooping nose	9
5	I due centri; come il Concorde utilizzava il carburante per spostare il centro di gravità	12
6	Sulla cresta di un vortice; l'ala a delta del Concorde	15
7	Le prese d'aria	19
8	L'esperienza del supersonico commerciale	25
9	Le cause dell'abbandono...	27
10	...e il futuro del volo supersonico commerciale	28

Inseguendo un sogno

Le storie dello sviluppo del volo supersonico e del Concorde sono completamente intrecciate e sono storie che narrano soprattutto della cooperazione tra i Paesi usciti vincitori dall'ultimo conflitto mondiale.

Era il 1954 quando un gruppo di luminari della *Royal Aircraft Establishment* (RAE) di Bedford e di Farnborough (Regno Unito) cominciò a considerare l'ipotesi di sviluppare aerei di linea supersonici. Per avere un'idea dell'ambiziosità del progetto, basti pensare che a quel tempo per poter volare lungo grandi distanze si poteva scegliere tra il Lockheed Constellation, il Boeing Stratocruiser, il DC-6 ed il DC-7, tutti velivoli spinti da motori a pistoncini. L'unico aereo a getto disponibile per i voli commerciali era il britannico de Havilland Comet 1 che però, a causa di alcuni incidenti occorsi durante i suoi due soli anni di operato, fu messo a terra e successivamente dismesso.

In questo contesto, l'idea di sviluppare un aereo di linea supersonico era vista dai più come un'eresia, anche se le premesse erano abbastanza favorevoli. È infatti risaputo che la guerra riesce a spingere molto in avanti i limiti tecnologici. La necessità, durante la Guerra Fredda, di avere a disposizione velivoli militari dalle alte prestazioni e molto veloci spinse la ricerca aerodinamica verso il giusto tipo di ala, mentre il programma *V-Bombers* della *Royal Air Force* (RAF) riuscì a produrre un motore, l'*Olympus*, capace di sostenere tali velocità.

Dall'altra parte del Canale della Manica, le industrie francesi cominciarono anch'esse ad entrare nell'era dei velivoli a getto. Nonostante molte idee furono di fatto fallimentari, alcuni progetti ebbero esito favorevole, sfociando nei velivoli militari con ala a delta della Dassault e in alcuni *concept* supersonici civili elaborati dalla Sud Aviation. Entrambi i tentativi furono letteralmente spinti dalla SNECMA che forniva i motori.



(a) Il britannico de Havilland Comet 1



(b) Il francese Sud Aviation Caravelle

Figura 1: I primi velivoli a getto che dominavano i cieli.

Ma fu dal Regno Unito che arrivò lo slancio definitivo verso lo sviluppo di un aereo di linea supersonico.

Per poter controllare e dirigere gli sforzi verso la giusta direzione e ridurre i potenziali sprechi finanziari, il 25 Febbraio 1954, sotto l'egida di Sir Morian Morgan vicedirettore della RAE, nacque

il *Morgan Committee*. Dopo alcuni mesi dalla sua formazione, il gruppo consegnò il primo report con il quale affermava che la progettazione e la realizzazione di un velivolo supersonico commerciale era fattibile.

Il primo Ottobre 1956 il *Morgan Committee* si riunì dinanzi al Governo Britannico presso la Shell-Mex House di Londra. Da questo incontro formale nacque il *Supersonic Transport Aircraft Committee* (STAC), con a capo Sir Morian Morgan, con lo scopo di definire le linee guida da seguire per la progettazione di un *Supersonic Transport* (SST).

Nel corso dei mesi cominciarono ad aggiungersi allo STAC numerose imprese aeronautiche britanniche operanti sia nel ramo delle strutture (Avro, Armstrong Whitworth Aircraft, Bristol, de Havilland, Handley Page e Vickers Aircraft) che nel ramo della propulsione (Rolls Royce, de Havilland Engine Division e Bristol Aero Engine). Il primissimo incontro del neonato STAC avvenne il 5 Novembre 1956 e confermò la fattibilità di un velivolo che potesse viaggiare a non meno di numero di Mach 1.8 in crociera.

L'immane lavoro di ricerca durò fino all'Aprile 1959. Durante questo arco temporale, lo STAC elaborò diverse proposte. La prima prevedeva un velivolo da utilizzare per lunghe tratte (4800 km) con velocità di picco attorno al numero di Mach 2. La seconda prevedeva un velivolo da utilizzare per il medio raggio (2100 km) con velocità di picco attorno al numero di Mach 1.8. Entrambi i velivoli sarebbero stati spinti da un motore turbogetto, che garantiva la giusta efficienza per le velocità di progetto, mentre per il design dell'ala si adottò una soluzione mista. Tale soluzione prevedeva l'utilizzo dell'ala a delta supersonica adeguatamente modificata per le operazioni di bassa velocità. Dopo aver ufficialmente ricevuto le linee guida avanzate dello STAC, il Governo Britannico decise di soffermarsi sul modello per il lungo raggio. Restava soltanto da decidere quale sarebbe stata la migliore combinazione ala-fusoliera per sfruttare il potenziale della forma a delta dell'ala. La questione fu affidata, dal Ministro dell'Aviazione, alle società Hawker-Siddeley Aviation Ltd. e Bristol Aircraft Ltd. Dopo una attenta valutazione degli studi, si decise di prendere in considerazione la proposta della Bristol Aircraft che, nel frattempo, era diventata la British Aircraft Corporation (BAC).

La BAC propose il Bristol Type 198, un velivolo supersonico per il lungo raggio con una capacità di 130 passeggeri e spinto da sei motori *Olympus*. Preoccupazioni riguardanti il boom sonico, il peso e la complessità spinsero la BAC verso un velivolo diverso, il Bristol Type 223, più piccolo con una capacità di 100 passeggeri e spinto da soli quattro motori *Olympus*.

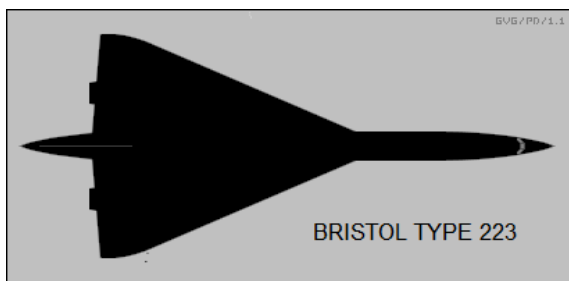


Figura 2: Il BAC Type 223 in una vista dall'alto.

Ben presto, però, la BAC si accorse che la progettazione, lo sviluppo e la produzione di un velivolo di trasporto supersonico utilizzando le sole finanze britanniche avrebbe messo a dura prova l'economia nazionale e, pertanto, il Governo decise di condividere il progetto (e dunque i costi) con un partner straniero. Gli Stati Uniti rifiutarono, poiché stavano già lavorando ad un velivolo supersonico che operasse a numero di Mach pari a 3, così come la Germania che si dichiarò non interessata. L'unico Paese che accettò l'invito fu la Francia che, come visto, stava già sperimentando il volo supersonico in autonomia con alcuni velivoli, tra i quali spicca l'SST chiamato Super-Caravelle della Sud Aviation di Tolosa, molto simile al concetto del Bristol Type 223.

Dopo un incontro informale tra i rappresentanti del governo dei due Paesi, l'8 Giugno 1961 nacque un'intesa tra la BAC e la Sud Aviation alle quali si aggiunse la francese SNECMA come fornitrice dei motori.

Nell'Ottobre 1962 fu stabilito che la Francia sarebbe stata responsabile della progettazione di un velivolo per il medio raggio (successivamente abbandonato vista la poca domanda da parte dei clienti), mentre il Regno Unito sarebbe stato responsabile della progettazione di un velivolo per il lungo raggio. Entrambi i velivoli avrebbero avuto una velocità pari a numero di Mach 2.2, un numero di passeggeri pari a 100 e sarebbero stati spinti da quattro motori *Olympus*. L'unica differenza fondamentale sarebbe stata quindi la capacità di carburante, ma entrambi furono varianti di uno stesso design iniziale.

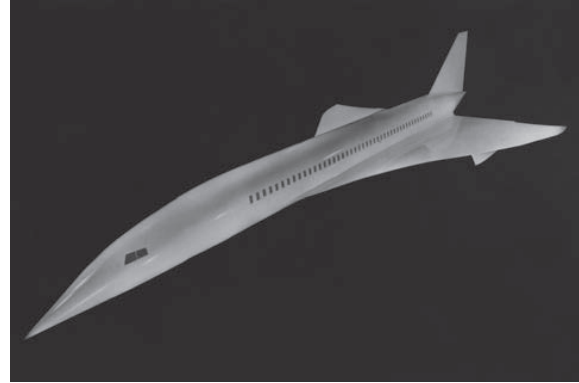


Figura 3: Un modello in scala del francese Super Caravelle.

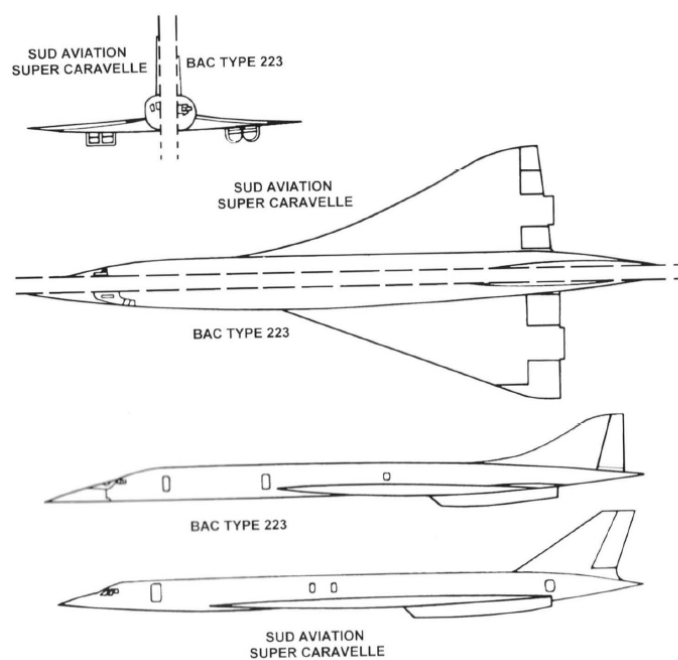


Figura 4: In questa immagine vengono paragonati i due *concept* di SST. Si vede come la filosofia adottata dai due Paesi sia sovrapponibile.

Finalmente, il 29 Novembre 1962, la Francia ed il Regno Unito siglarono ufficialmente un accordo che prevedeva lo sviluppo e la costruzione di un velivolo supersonico; nasce il Concorde, parola che richiama sia il vocabolo francese *concorde* che quello inglese *concord* entrambi con il significato di

unione, armonia, patto. Contro la maggior parte dei pronostici e nonostante qualche difficoltà diplomatica, il programma congiunto anglo-francese diede vita infine ad un unico velivolo da trasporto supersonico commerciale con una velocità pari a numero di Mach 2.

Verso la fine del 1975 il potente motore *Olympus 593-610* passò la certificazione ed il Concorde ottenne il Certificato di Aeronavigabilità sia da parte delle autorità francesi che britanniche. Dal punto di vista economico i costi di ogni unità avevano complessivamente raggiunto i 23 milioni di sterline nel 1977, risultando essere 6 volte più onerosi di quanto previsto.

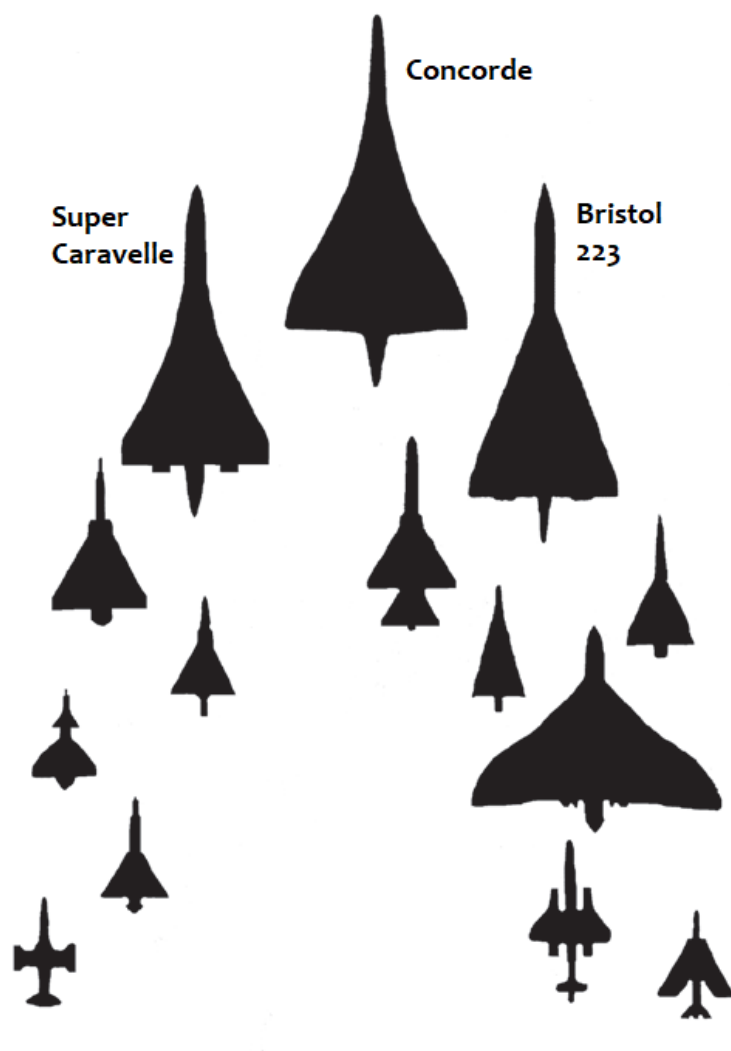


Figura 5: L'albero genealogico del Concorde. A destra i velivoli da parte inglese a sinistra da parte francese. (*Bauernfeind, Concorde - Supersonic Icon*)

Dati tecnici

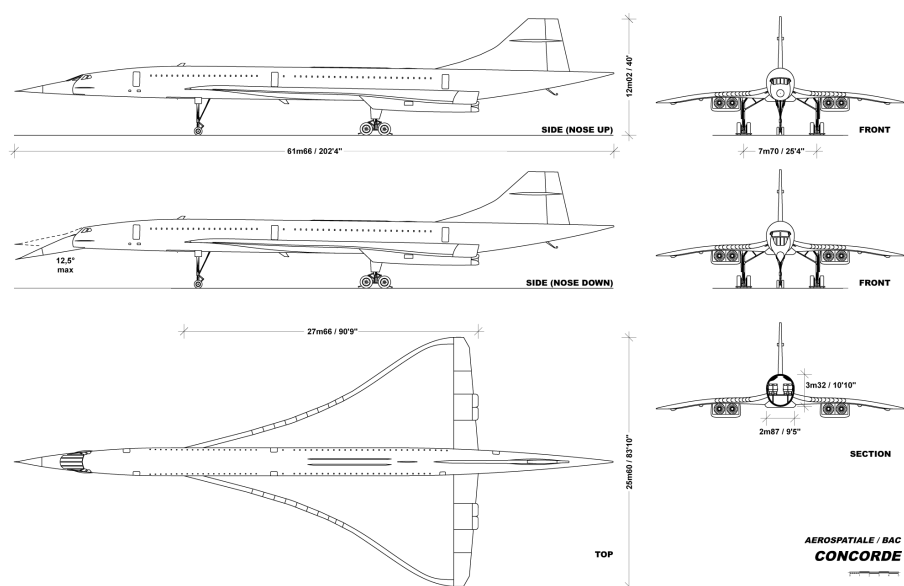


Figura 6: Trittico Concorde. (*Aerospatiale/Bac*)

Risulta doveroso riportare alcuni dati tecnici degni di rilievo del velivolo Concorde.

Parametro	Simbolo	Valore numerico
Apertura alare	b	25.56 m
Superficie alare	S	358.25 m ²
Allungamento alare	\mathcal{R}	1.7
Ingombro verticale	h	11.40 m
Ingombro longitudinale	l	62.10 m

Tabella 1: Caratteristiche geometriche. (*Jane's All the World's Aircraft*)

Parametro	Simbolo	Valore numerico
Peso a vuoto	W_E	78700 <i>kg</i>
Massimo carico utile	W_P	12700 <i>kg</i>
Massimo peso al decollo	W_{TO}	185065 <i>kg</i>
Peso massimo zero-fuel	W_{ZF}	185065 <i>kg</i>

Tabella 2: Pesì. (*Jane's All the World's Aircraft*)

Parametro	Valore numerico
Velocità di crociera (a 15635 <i>m</i>)	$Mach = 2.04$
Velocità di T-O	397 <i>km/h</i>
Velocità di atterraggio	300 <i>km/h</i>
Rateo di salita (al livello del mare)	1525 <i>m/min</i>
Quota di tangenza	18290 <i>m</i>
Range con un pieno	6580 <i>km</i>
Range con massimo payload (A $M = 0.95$ e quota di 9100 <i>m</i>)	5110 <i>km</i>
Range con massimo payload (A $M = 2.02$ in crociera/salita)	6230 <i>km</i>

Tabella 3: Prestazioni. (*Jane's All the World's Aircraft*)

Tipologia	Numero motori	Spinta
Turbogetto Rolls-Royce/Snecma Olympus 593 ^a	4	169 <i>kN</i> (Con post-bruciatore acceso)

^aÈ stato il primo motore con postbruciatore ad entrare in servizio su un velivolo commerciale civile.

Tabella 4: Propulsione. (*Jane's All the World's Aircraft*)

Parametro	Valore numerico
Livello del noise al T-O	119.5 <i>EPNdB</i>
Livello del noise in fase di approccio	116.7 <i>EPNdB</i>

Tabella 5: Caratteristiche del noise. (*Jane's All the World's Aircraft*)

Le sfide tecnologiche del volo supersonico

Progettare un velivolo che potesse viaggiare ad alti numeri di Mach richiese un notevole sforzo dei progettisti che dovettero affrontare una serie di problematiche dovute principalmente all'alta velocità e all'alta quota di esercizio.

Un primo problema fu senz'altro l'aumento della temperatura della scocca esterna del velivolo, dovuto al calore generato dall'attrito (riscaldamento cinetico), proporzionale al quadrato della velocità.

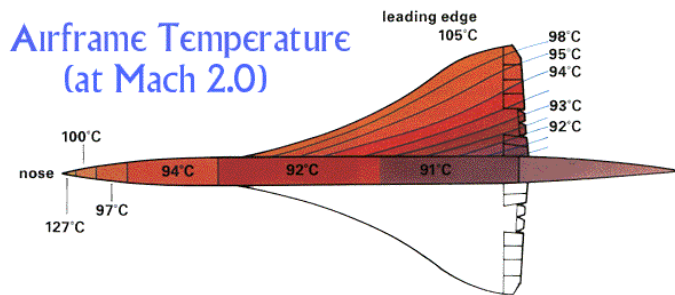


Figura 7: Diagramma che mostra il riscaldamento esterno cui era soggetto il Concorde quando viaggiava a numero di Mach pari a 2. (BAE Systems)

Dopo un certo periodo di volo in crociera, la struttura esterna giungeva ad una temperatura media di circa 90°C con picchi di 127°C lungo il *nose* del velivolo. Per poter fronteggiare il calore generato dalla velocità, la *skin* del velivolo fu progettata in maniera tale da espandersi e contrarsi liberamente ed era dipinta interamente di bianco, così da dissipare agevolmente il calore. L'utilizzo di materiali con diversi coefficienti di dilatazione termica aumentava lo stress cui era sottoposta la struttura esterna, accrescendo il rischio di danni dovuti alla fatica. Riguardo il comfort a bordo,

si rese necessario l'utilizzo di un potente impianto di climatizzazione.

Il volo a quote elevate esigeva l'utilizzo sia di una fusoliera più pesante, per far fronte all'intenso gradiente di pressione dovuto alla pressurizzazione della cabina, sia la pressurizzazione del serbatoio del carburante per prevenire l'ebollizione dello stesso.

Aspetto critico da sottolineare è rappresentato dalla configurazione aerodinamica utilizzata per il volo supersonico. Gli aerodinamici furono infatti costretti a realizzare un compromesso tra la necessità di avere minima resistenza durante la crociera supersonica e la necessità di avere un velivolo governabile durante le fasi del volo subsonico, in particolare durante il decollo e l'atterraggio. Alettoni, *spoilers* ed altri organi di manovra utilizzati per il controllo dei classici velivoli subsonici mal si sposano con un SST a causa della resistenza inaccettabile. Tali considerazioni ebbero una profonda influenza sull'adozione del design finale del Concorde che prevedeva l'impiego di una fusoliera lunga e stretta ed ali a delta.

E furono proprio le ali del Concorde la componente aerodinamicamente parlando più complessa. Queste presentavano la geometria ottimale (ricavata in maniera estremamente precisa grazie alle oltre 5000 ore di studio nelle gallerie subsoniche, transoniche e supersoniche), sintesi di quel compromesso tra diminuzione della resistenza nel volo supersonico e maneggevolezza nel volo subsonico cui si accennava poco sopra.

Altra insidia fu sicuramente la resistenza d'onda che costrinse i progettisti ad utilizzare una fusoliera molto stretta con una capacità massima inferiore rispetto a quella dei *liners* transonici.



Figura 9: Il motore Olympus oltre ad essere estremamente rumoroso produceva anche una scia di fumo molto evidente durante la fase di decollo. In foto è raffigurato il prototipo britannico ‘Concorde 002’ soprannominato ‘*Smokey Joe*’. (Airbus)

Spingere un velivolo a pieno carico fino a numero di Mach 2 a circa 18000 m di quota richiese poi l'utilizzo di un motore molto potente, con complicate prese d'aria a geometria variabile che peggiorarono peso ed ingombro del sistema propulsivo. La scelta dei progettisti ricadde su un motore turbogetto, che però ha buone performance solamente alle alte quote di progetto.

L'Olympus 593 era inoltre molto rumoroso, come si può osservare nella Tabella 5, e ciò rappresentò un problema soprattutto durante la fase di decollo. Per ovviare a questa problematica, il Concorde procedeva con una salita molto ripida durante la quale la manetta veniva aperta al massimo per poter raggiungere più rapidamente quel range di velocità in cui le ali erano più efficienti; dunque la spinta veniva ridotta verso i valori nominali e, di conseguenza, anche il rumore.

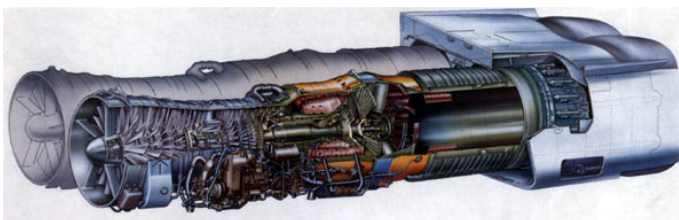


Figura 8: Un disegno che raffigura il potente motore Olympus 593. (SNECMA)

Sempre riguardo l'inquinamento acustico, problema da non sottovalutare fu il cosiddetto *boom sonico*. Per ridurre il disagio dovuto a tale fenomeno, il volo supersonico fu proibito al di sotto dei 10700 m e sempre sopra la terraferma; solo una volta che il Concorde aveva raggiunto l'Oceano iniziava l'accelerazione supersonica verso il numero di Mach di crociera.

Drooping nose

Il design del Concorde presentava una caratteristica unica nel suo genere; il *drooping nose*. Date le alte velocità e l'uso di un'ala a delta, il velivolo necessitava di elevati angoli d'attacco per agevolare le fasi di decollo ed atterraggio e questo comportava un'elevata riduzione della visibilità per i piloti in cabina. Venne adottato un espediente inusuale, complesso, ma decisamente efficace; il Concorde aveva la capacità di variare la posizione del muso, verso il basso o verso l'alto a seconda delle esigenze (atterraggio o decollo), garantendo una visibilità elevata ai piloti, per poi riallinearsi con la fusoliera durante la crociera.

Responsabile del progetto del *droop nose* era la 'Marshall Aerospace Group' di Cambridge. Il progetto iniziale prevedeva una struttura a base circolare a cui era collegato un naso a forma conica. Tuttavia, questa venne presto sostituita da una struttura a base ovale a cui veniva sempre collegato il ben noto naso a forma conica. Come detto, una delle problematiche dell'alta velocità è l'alta temperatura che viene a formarsi sul velivolo e, nel caso del Concorde, il punto in cui si raggiungevano le temperature più elevate era proprio il *nose*, il quale aveva un limite di sicurezza di 127° che costringeva i piloti a ridurre la velocità del velivolo per favorire un raffreddamento delle superfici. Le elevate temperature potevano causare seri danni al parabrezza del velivolo e, per proteggere quest'ultimo, il Concorde fu dotato di una visiera retrattile che garantiva la giusta protezione del parabrezza e una migliore aerodinamica del velivolo. Tale visiera veniva sollevata e sostenuta in tale posizione mediante un ausilio meccanico. Quando abbassata, invece, veniva mantenuta in tale configurazione da una pressa idraulica combinata con una molla.

Il *droop nose* del velivolo prevedeva tre configurazioni (si veda la Figura 12); dritta con un angolo nullo, utilizzata in fase di crociera subsonica o supersonica; deflessa con un angolo di 5° , utilizzata in fase di decollo e di approccio intermedio; deflessa completamente con un angolo di 12° , utilizzata per le fasi di approccio finale alla pista e di atterraggio.

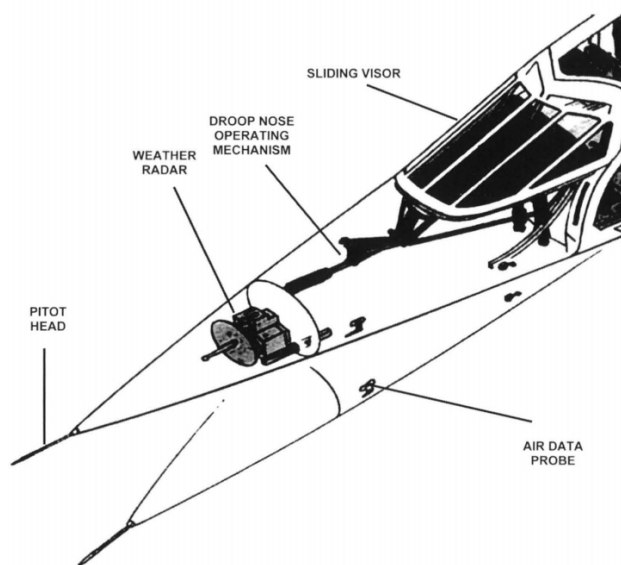


Figura 10: Struttura del droop nose. (*Crowood Aviation Series*)

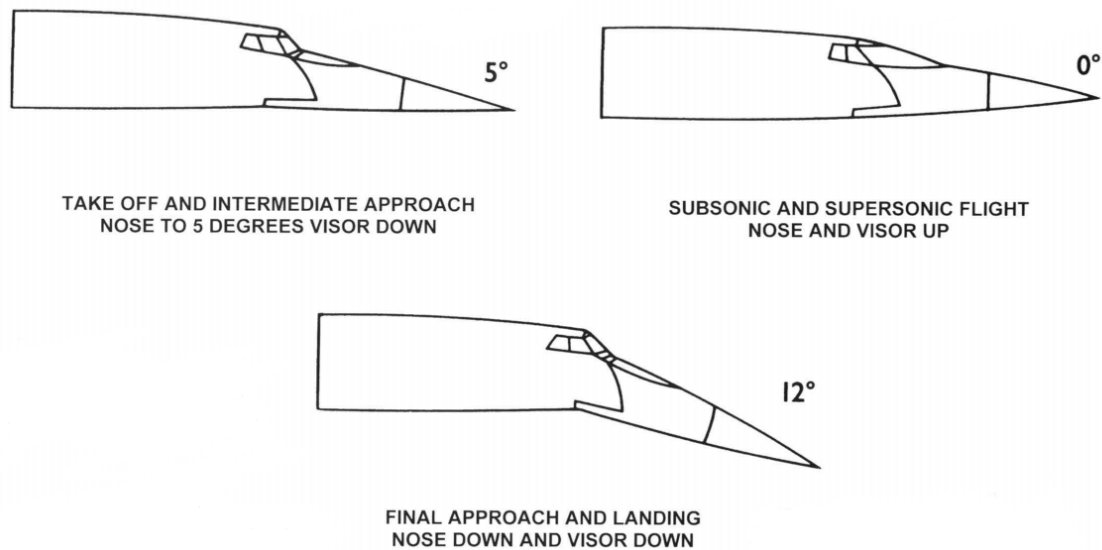


Figura 11: Range di inclinazione del droop nose. (*Crowood Aviation Series*)

Nel caso di configurazione dritta, il naso veniva sostenuto da due supporti meccanici, mentre con una deflessione di 5° il naso veniva retto da una coppia di pistoni che lo bloccavano a tale angolazione. Infine, quando era impostata l'angolazione di 12°, il naso veniva mantenuto dalla combinazione di una pressa idraulica, dal peso del naso stesso e dalle forze aerodinamiche. È interessante sapere che, in caso di malfunzionamento del sistema idraulico, il naso poteva essere portato immediatamente a 5° da un sistema a rilascio meccanico attivabile nella cabina di pilotaggio.



Figura 12: Range di inclinazione del droop nose. (*Crowood Aviation Series*)

I due centri; come il Concorde utilizzava il carburante per spostare il centro di gravità

A differenza degli aerei subsonici, il sistema di alimentazione del Concorde era stato progettato per adempiere diversi scopi.

Il sistema di alimentazione infatti, oltre a rifornire i quattro motori turbogetto, serviva per dissipare il calore dovuto al riscaldamento cinetico, per raffreddare l'olio dei motori ed il liquido del sistema idraulico e per spostare il centro di gravità del velivolo durante le diverse fasi operative. Per tali ragioni, esso rappresentava un sistema di vitale importanza ed aveva bisogno di numerosi accorgimenti che ne garantissero il corretto funzionamento; ad esempio, per evitare che l'aria intrappolata nel carburante potesse rappresentare un pericolo durante la salita molto ripida, fu progettato un opportuno sistema di sfiato.

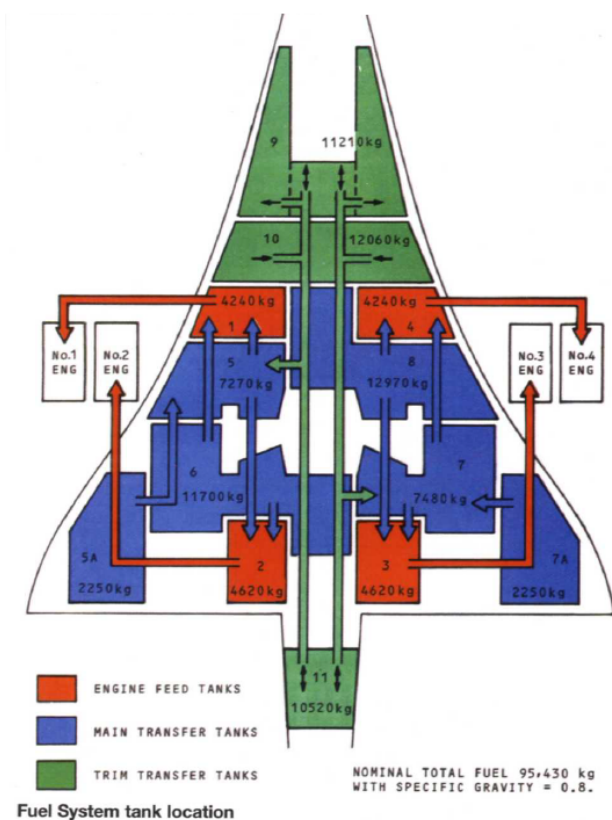


Figura 13: I tredici serbatoi del Concorde e la loro posizione nel velivolo. (Air France)

Il carburante era stipato in tredici serbatoi (Figura 13), integrati sia nell'ala a delta che nella fusoliera, suddivisi in tre gruppi; *Engine Feed Tanks*, *Main Transfer Tanks* e *Trim Transfer Tanks*.

Solamente i Serbatoi Rossi (*Engine Feed Tanks*) 1, 2, 3 e 4 alimentavano i motori. Il resto del carburante veniva trasferito in essi attraverso i "serbatoi di raccordo" (*Main Transfer Tanks* e *Trim Transfer Tanks*). Si noti come i serbatoi 1 e 4 fossero davanti al CG mentre come i serbatoi 2 e 3 fossero alle spalle; questo faceva sì che il CG non subisse variazioni man mano che i Serbatoi Rossi si svuotavano.

I Serbatoi Blu 5, 6, 7 e 8 facevano parte dei *Main Transfer Tanks*. Il loro compito era mantenere pieni i Serbatoi Rossi. I Serbatoi 5 e 7 lavoravano in tandem; si noti come anche questi ultimi due fossero disposti simmetricamente rispetto al CG. Quando i Serbatoi 5 e 7 erano ormai vuoti venivano rimpiazzati dai Serbatoi 6 e 8 che svolgevano le medesime funzioni. Il contenuto dei Serbatoi ausiliari 5A e 7A era riversato nei Serbatoi 5 e 7 quando il Concorde raggiungeva numero di Mach 2.

I Serbatoi Verdi 9, 10 e 11 facevano parte dei *Trim Transfer Tanks* ed il loro compito era quello di spostare il centro di gravità del Concorde.

Ma perché bisognava spostare il centro di gravità del velivolo? E perché utilizzare tale complesso sistema di pompe e serbatoi?

Per rispondere a queste domande bisogna fare alcune considerazioni di carattere aerodinamico.

Un qualsiasi velivolo, quando aumenta la propria velocità, tende a picchiare a causa dello spostamento all'indietro del centro aerodinamico (CP). In un velivolo subsonico, il centro aerodinamico si muove entro limiti abbastanza ristretti ed è possibile compensare quest'effetto aerodinamicamente grazie alla deflessione di opportune superfici mobili (trim) montate sull'equilibratore (oppure grazie al trimmaggio dell'equilibratore stesso) che altera il flusso d'aria sulle superfici di controllo in modo tale da apportare le necessarie piccole modifiche alla posizione del baricentro.

Quando il Concorde accelerava dalla velocità subsonica fino alla velocità supersonica, lo spostamento del centro aerodinamico era dell'ordine del metro e compensare questo scostamento con la deflessione di una superficie aerodinamica era del tutto impraticabile a causa della resistenza che ne sarebbe derivata. Ed ecco quindi che, per il Concorde, il metodo utilizzato per mantenere il baricentro nel posto giusto era quello di pompare circa 23 tonnellate di carburante dal Serbatoio Verde 9 verso il Serbatoio Verde 11, posto nella coda, e verso i serbatoi posti sotto le ali, in maniera tale da mantenere sempre allineati CG e CP e quindi il velivolo correttamente trimmato. Chiaramente durante la decelerazione da velocità supersonica a velocità subsonica accadeva il procedimento inverso, con il carburante che si spostava dalla coda verso il centro del velivolo (Figura 15).

L'informazione riguardo la posizione del CG veniva mostrata in cabina di pilotaggio, grazie ad un indicatore che raccoglieva le informazioni dai serbatoi, parallelamente al numero di Mach (Figura 14).

Il settaggio dei limiti inferiore e superiore entro i quali mantenere il CG avveniva sia elettronicamente che manualmente da parte dell'equipaggio; al variare della velocità di volo, consultando un'opportuna tabella (Figura 16), l'ingegnere di volo comunicava ai piloti l'esatto valore dei due limiti.

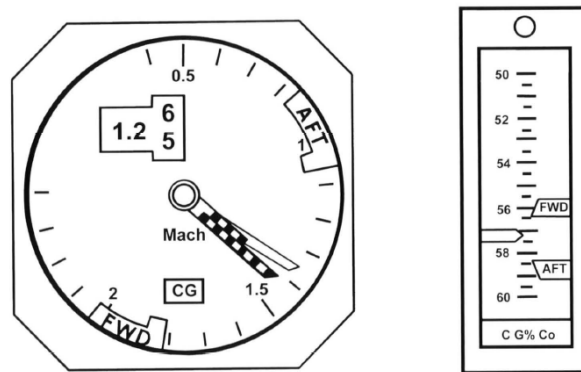


Figura 14: In questa figura, a sinistra è mostrato il Machmetro con i limiti pilotati da un segnale che contiene l'informazione del CG. A destra, l'indicatore che mostra la posizione attuale del CG con i limiti pilotati da un segnale che contiene l'informazione del numero di Mach. (BBA Collection)

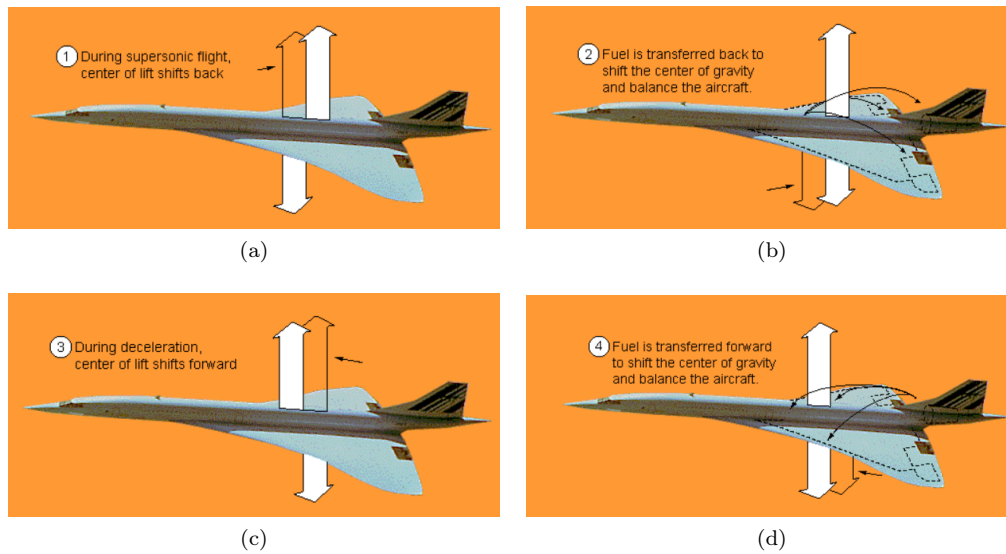


Figura 15: Le delicate fasi di spostamento del carburante. Le figure (a) e (b) mostrano quello che accadeva durante l'accelerazione mentre le figure (c) e (d) mostrano ciò che accadeva durante la decelerazione.

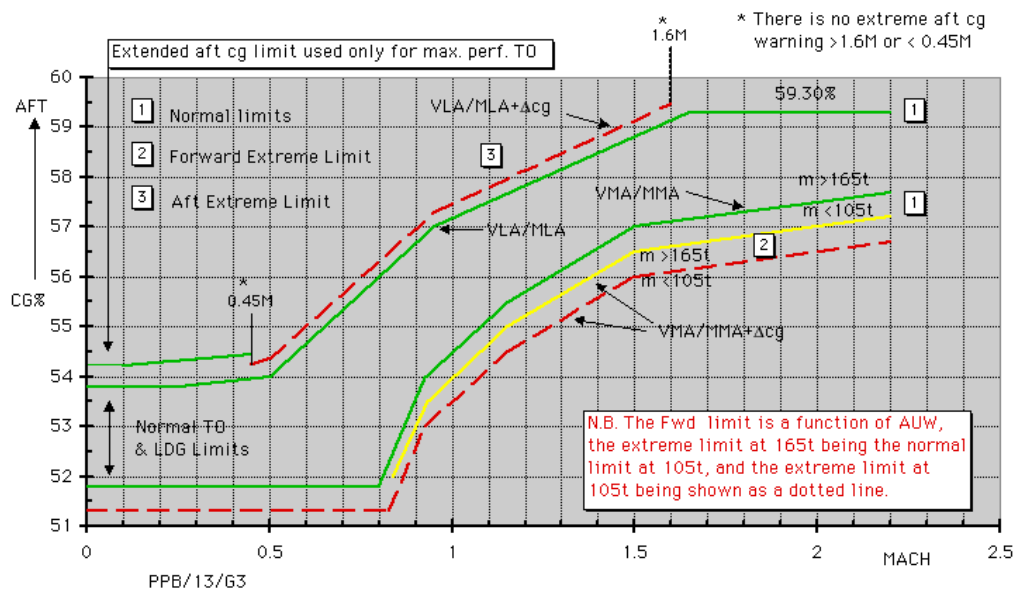


Figura 16: Diagramma del corridoio del CG. (Courtesy of Peter Baker, former Concorde test pilot via <http://www.concordesst.com>)

Sulla cresta di un vortice; l'ala a delta del Concorde

Le ali del Concorde sono state progettate e costruite in Francia.

L'ala può essere suddivisa in nove sezioni maggiori a cui si aggiungono alcune sezioni minori.

In realtà, cinque sezioni maggiori sono state fissate per l'intera vita operativa del velivolo. Come visibile in Figura 17, ci sono cinque sezioni laterali che uniscono semiala-fusoliera-semiala in un unico pezzo formando il cuore strutturale del velivolo. In prossimità del bordo d'uscita dell'ala è evidente la presenza di tre sezioni direttamente collegate al corpo della fusoliera, in particolare, la prima delle tre sezioni è collegata tramite un bullone svasato a doppio anello.

Come visto nella Sezione 5, il Concorde era in grado di spostare il centro di gravità del velivolo variando la posizione del carburante all'interno dei

serbatoi presenti nell'ala e nel corpo della fusoliera. Facendo riferimento alla Figura 13 il *trim tank* verde, presente in prossimità del bordo di attacco, unisce direttamente le due semi-ali e la fusoliera. Analogamente, spostandoci verso il basso, i serbatoi 5A e 7A continuano ad assicurare il collegamento semi-ala/fusoliera. È interessante notare che i serbatoi sono presenti in tutto il volume dell'ala ad eccezione delle zone immediatamente vicine ai motori. Queste zone, chiamate "baie asciutte" (*Dry Bays*), sono destinate al contenimento degli scambiatori di calore, valvole e del fluido estintore, presente nei vani alloggianti i motori, destinato all'eventuale spegnimento di questi ultimi in caso di incendio.

La resistenza ed il peso dell'ala erano fondamentali nel design e nella costruzione di queste ultime. Invece di bullonare e rivettare varie sezioni insieme, gli ingegneri utilizzarono un processo conosciuto come *sculpture milling* nel quale si iniziava partendo da un pezzo solido di metallo e tramite l'utilizzo di una fresatrice (appunto, *milling machine*) veniva ricavata la forma desiderata. I materiali utilizzati erano delle leghe di alluminio a base di rame, conosciute come leghe RR.58 in Inghilterra o lege AU2GN in Francia, leghe particolarmente resistenti alle alte temperature.

È interessante notare come la lunga corda di un'ala a delta non si presti alla classica configurazione caratterizzata da longherone principale, secondario e centine ma, piuttosto, l'intera costruzione può essere vista come un estremamente resistente scatola di torsione multi-trave.

Le ali del Concorde lo resero un velivolo commerciale unico nel suo genere, garantendogli una serie di caratteristiche impressionanti. A partire dalle velocità a cui era in grado di volare, fino alla sua capacità di decollare dall'aeroporto di Heathrow al mattino, la possibilità di attraversare l'Atlantico a Mach 2, e l'incredibile possibilità di ridurre con grazia la propria velocità per atterrare in sequenza insieme agli altri velivoli all'aeroporto di Kennedy, negli US.

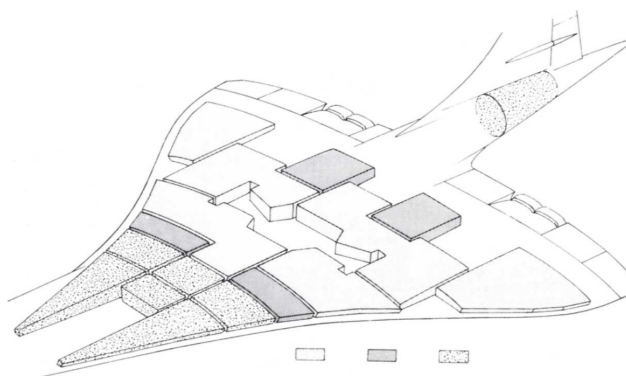


Figura 17: Interno dell'ala a delta del Concorde. (*Owners Workshop Manual - Concorde*)

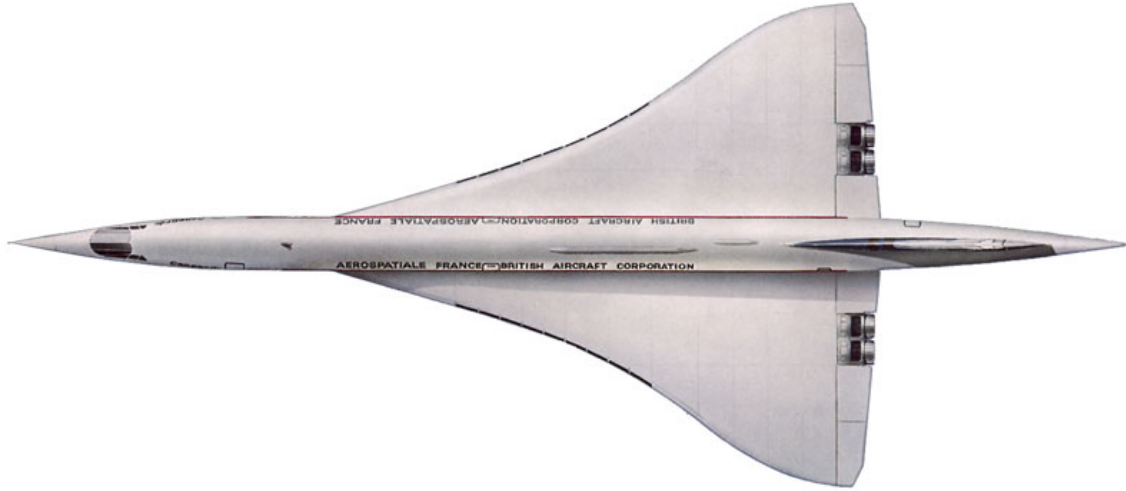


Figura 18: Le linee sinuose dell'ala a delta gotica del Concorde nascondono in realtà un complesso studio aerodinamico. La giusta sintesi tra governabilità e bassa resistenza, frutto di oltre 5000 ore in galleria del vento. (<http://www.concordesst.com>)

Come osservato in precedenza, tutti i velivoli che viaggiano a velocità di crociera supersoniche adottano un design a delta dell'ala, per la bassa resistenza che offre questo tipo configurazione alle alte velocità. L'ala a delta ha quindi il suo *optimum* alle alte velocità, mentre alle basse velocità risulta essere scarsamente governabile. L'**ala a delta gotica** montata sul Concorde fu il tentativo di conciliare questi due aspetti; maneggevolezza alle basse velocità e bassa resistenza alle alte velocità di volo.

Gli aerei subsonici si riconoscono facilmente anche per l'elevato numero di organi di ipersostentazione che vengono dispiegati per ottenere adeguata portanza alle basse velocità. Se si osserva l'ala a delta del Concorde (splendidamente ritratta, ad esempio, nella vista dall'alto di Figura 18) non si noterà nessuna di queste superfici; le uniche appendici mobili sono rappresentate dai sei elevoni che fungono sia da equilibratore, utilizzato generalmente per il controllo del beccheggio, che da alettoni, usati solitamente per il controllo del rollio.

L'ala del Concorde ha infatti una caratteristica che non possiede nessun'altra ala a freccia; riesce a generare sufficiente portanza anche ad alti angoli di attacco senza utilizzare alcun sistema di ipersostentazione. Il meccanismo alla base di questo principio è detto *Vortex Lift*, un criterio alternativo per spiegare la genesi della portanza, modellato, ad esempio, dall'Analogia di Polhamus. Fisicamente, quando l'ala presenta una freccia molto spinta oppure un R molto piccolo, la separazione del flusso tende a svilupparsi nei pressi del bordo di attacco dell'ala ma, a differenza di quanto avviene per una ala a freccia ridotta, questa regione separata non riduce la portanza; il flusso si "avvolge" in un sistema vorticoso particolarmente complesso, che giace proprio sopra la superficie alare (Figure 19 e 21). Piuttosto che ridurre la portanza dell'ala, tale schiera di vortici la incrementa, ma in modo non lineare (Figura 20). Una spiegazione può essere ricercata nel fatto che i vortici riducono la pressione lungo il dorso dell'ala inducendo ivi velocità più alte. Quando la portanza è generata in questa maniera, l'ala non stalla in senso convenzionale e la portanza continua ad aumentare fino ad angoli di attacco intorno ai 40° . Ad angoli più elevati, i vortici cominciano ad



(a)



(b)

Figura 19: Con le giuste condizioni atmosferiche, la schiera di vortici lungo l'ala poteva essere ammirata anche (a) durante i decolli e (b) durante gli atterraggi del Concorde.

"esplodere" e la portanza decresce bruscamente.

Una cosa da sottolineare è che la formazione della portanza "extra" dovuta al *Vortex Lift* avviene in media ed alta portanza, mentre per piccoli angoli di attacco la genesi della portanza può essere spiegata con la Teoria di Jones.

L'ala a delta gotica del Concorde è stata inoltre progettata con bordi di attacco adeguatamente aguzzi in maniera tale da favorire la separazione del flusso anche ad angoli di attacco non eccessivamente elevati. La nascita dei vortici alle basse velocità produceva una delle peculiari caratteristiche che potevano essere sperimentate a bordo del Concorde. Lo *swirl* dell'aria lungo l'ala conferiva un'andatura sobbalzante al velivolo, soprattutto durante la fase di avvicinamento, con una frequenza di circa mezzo secondo che veniva confusa dai passeggeri come una leggera turbolenza.

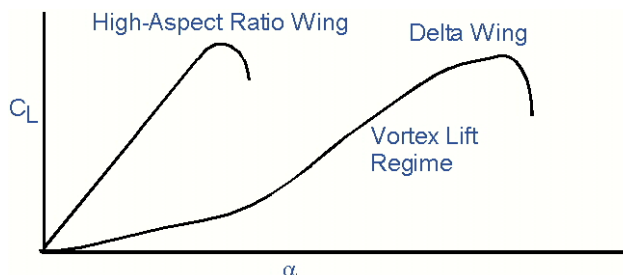
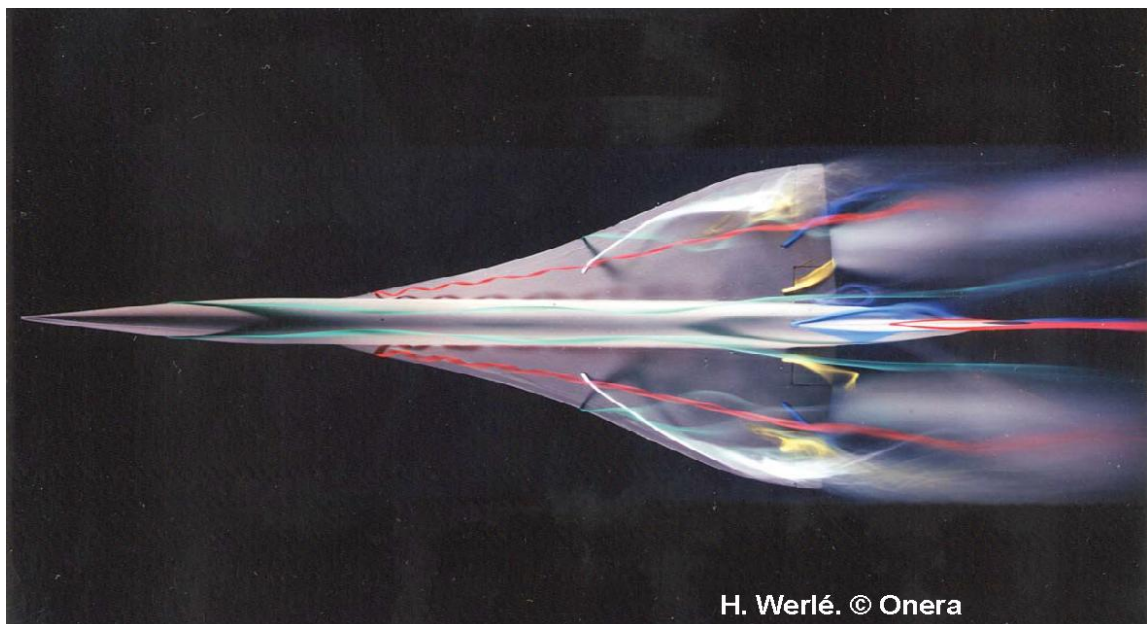
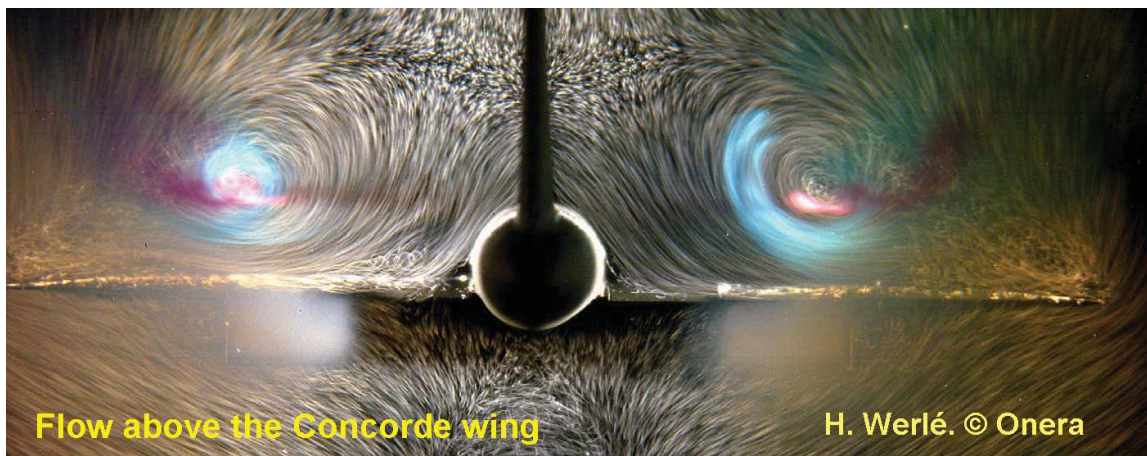


Figura 20: Il C_L di un'ala convenzionale paragonato al C_L di un'ala a delta. Notare l'incremento non lineare di portanza dovuto ai vortici. (<http://soliton.ae.gatech.edu/>)



(a)



(b)

Figura 21: Un modello in scala del Concorde in una galleria del vento. Notare il complesso sistema vorticoso (a) visto sopra l'ala e (b) visto posteriormente al velivolo. L'*Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales* scoprì l'aumento di portanza dovuto ai vortici alle basse velocità e agli alti angoli di attacco sull'ala a delta nel 1951. (ONERA)

Le prese d'aria

Vi era un solo motore che era adatto e disponibile per il Concorde all'inizio del progetto, il Rolls-Royce Olympus, ma lo sviluppo successivo dell'impianto propulsivo non poteva prescindere da un giusto rallentamento della corrente a monte dei compressori. Infatti, nessun motore a getto può "accettare" aria a velocità supersoniche. Il flusso in ingresso doveva quindi essere rallentato, durante la crociera supersonica, da numero di Mach 2 a numero di Mach 0.5.

Oltre a ciò, il motore doveva ricevere il giusto quantitativo d'aria anche durante le fasi di volo subsonico.

La soluzione fu quella di utilizzare una presa d'aria a geometria variabile che garantisse al motore un flusso d'aria corretto ed uniforme ad ogni velocità di volo. La presa d'aria aveva una sezione trasversale rettangolare ed era a geometria variabile in quanto composta da due rampe mobili incernierate alla superficie superiore (le rampe di prua e di poppa), che non si incontravano e si muovevano su e giù per controllare il flusso d'aria (Figura 22). Le prese avevano anche ingressi secondari più piccoli (*spill door*, *secondary air doors* e *bay cooling doors*) che lasciavano entrare più aria oppure la spillavano quando non richiesta da motori. Le parti mobili delle prese d'aria erano azionate idraulicamente sotto controllo computerizzato.¹ Inoltre, le prese erano rivolte verso il basso e puntavano alla mezzzeria del velivolo per garantire il corretto ingresso del flusso d'aria al loro interno.

Si analizzerà nel dettaglio il diverso funzionamento della presa d'aria, a seconda del regime di volo.

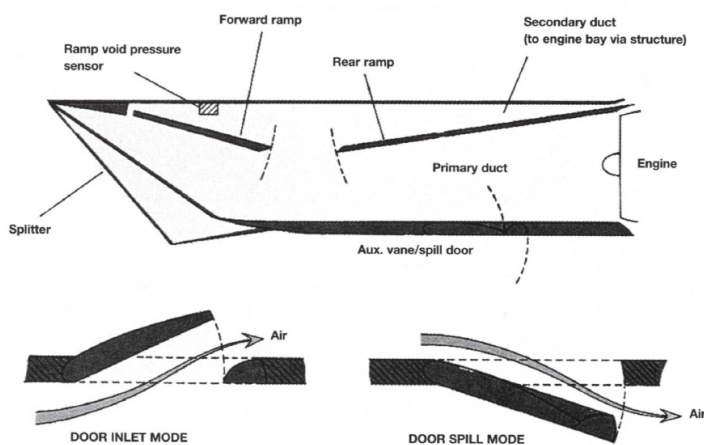


Figura 22: Illustrazione schematica della presa d'aria. (*Owners Workshop Manual - Concorde*)

¹Il Concorde è stato il primo aereo da trasporto commerciale ad avere un sistema di controllo del motore analogico (quello che oggi si definirebbe FADEC) ed il primo (ed unico) velivolo da trasporto commerciale ad avere un sistema di controllo digitale per il controllo delle prese d'aria (AICU).

-Velocità subsoniche

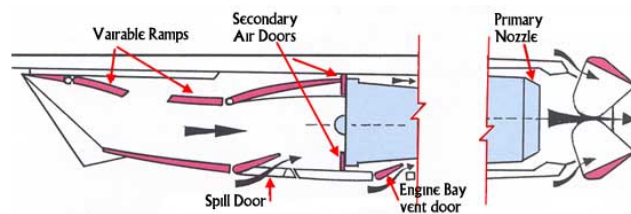


Figura 23: Schematizzazione della presa d'aria durante il decollo. (<http://www.concordesst.com>)

Al decollo, i motori necessitavano del massimo quantitativo d'aria e dunque entrambe le rampe erano totalmente retratte ed il vano d'ingresso ausiliario, rappresentato dal canale tenuto aperto dalla *spill door*, completamente aperto. Questo vano era mantenuto aperto aerodinamicamente. Il vano di ingresso ausiliario cominciava a chiudersi non appena il numero di Mach cominciava a crescere ed era completamente chiuso intorno a numero di Mach 0.93.

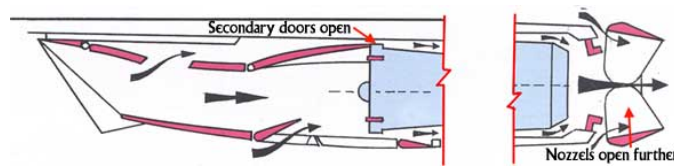


Figura 24: Schematizzazione della presa d'aria durante le operazioni anti-rumore. (<http://www.concordesst.com>)

Poco dopo il decollo, l'aereo entrava nella procedura di abbattimento del rumore in cui i post-bruciatori venivano spenti e la potenza ridotta. Gli ugelli secondari erano aperti ulteriormente per consentire l'ingresso di più aria, silenziando lo scarico. Anche le *secondary air doors* si aprivano in questa fase per consentire all'aria di bypassare il motore.

Superata questa fase, le *secondary air doors* venivano chiuse e tutta l'aria che entrava nel motore proveniva dall'ingresso primario. Tenendo chiusi gli ingressi più piccoli si evitava che il motore ingerisse i propri gas di scarico. A circa numero di Mach 0.55, gli ugelli secondari iniziavano ad aprirsi in funzione del numero di Mach ed erano completamente aperti quando il numero di Mach giungeva ad 1.1.

Le rampe iniziavano a spostarsi a numero di Mach 1.3; l'onda d'urto iniziava a formarsi sulle prese. Al decollo e durante il volo subsonico, l'82% della spinta era sviluppata dal solo motore, il 6% dagli ugelli ed il 21% dalle prese.

- Crociera supersonica

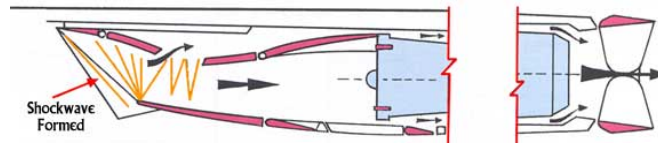


Figura 25: Schematizzazione della presa d'aria durante la crociera supersonica. (<http://www.concordesst.com>)

Quando il numero di Mach giungeva a 2, la rampe si erano già mosse di circa metà del proprio cammino disponibile.

Il primo urto obliquo si formava in corrispondenza dello spigolo superiore della presa d'aria già a numero di Mach 1.3. Procedendo lungo la presa, il secondo urto obliquo si generava nei pressi della cerniera della rampa di prua; il terzo urto era in realtà rappresentato da onde di Mach di compressione, generate dalla geometria progressivamente curva della rampa di prua; un'onda d'urto obliqua, che nasceva in corrispondenza del bordo inferiore della presa d'aria, rappresentava il quarto urto. Un quinto urto, detto *terminal shock*, poteva nascere poco a monte della rampa di poppa (Figura 26). A questo punto il flusso subsonico si accingeva ad entrare nel condotto divergente, formato dalla seconda rampa e dalla superficie inferiore della presa, giungendo al compressore con un numero di Mach pari a 0.50. Durante la crociera supersonica, il rapporto di compressione raggiunto dalla presa d'aria era di 80:1; questo alleviava di fatto il lavoro del compressore ma aumentava anche di molto la temperatura che poteva raggiungere anche i 200°C.

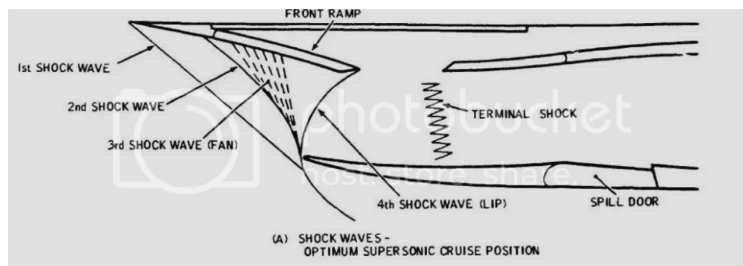


Figura 26: Illustrazione schematica della presa d'aria che mostra gli urti durante la crociera supersonica.

Quando il Concorde era in volo incontrava diversi valori di temperatura e pressione dell'aria; questo poteva disturbare il sistema di urti e compromettere il corretto funzionamento del motore. I computer potevano percepire questi cambiamenti durante il volo e apportare le giuste modifiche alla posizione delle rampe nella presa. Analogamente, variazioni di potenza del motore modificavano il flusso d'aria e, anche in questo caso, era richiesta una correzione della posizione delle due rampe. Quando le manette venivano abbassate per iniziare la discesa, la *spill door* veniva aperta nuovamente, ma verso l'esterno, per scaricare l'aria in eccesso che non era più necessaria al motore. All'abbassarsi della velocità, la *spill doors* cominciava a chiudersi e le rampe a ritirarsi così da essere nella posizione completamente retratta quando si giungeva a numero di Mach 1.3.

Durante la crociera supersonica solo l'8% della spinta derivava dal motore, il 29% derivava dagli ugelli ed un impressionante 63% dalle prese.

- Stallo del compressore

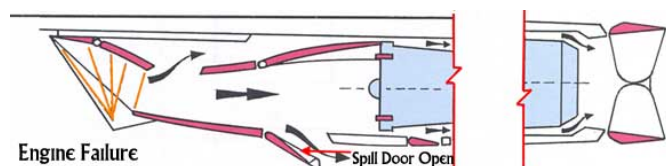


Figura 27: Schematizzazione della presa d'aria durante un eventuale stallo del compressore. (<http://www.concordesst.com>)

Nell'eventualità di uno stallo del compressore durante la crociera supersonica, improvvisamente il motore non richiedeva più aria (oppure ne richiedeva poca). Dunque, le rampe si abbassavano totalmente deviando parte dell'aria verso l'estremità superiore del motore, mentre la *spill door* si sarebbe aperta totalmente per deviare aria verso il basso. La velocità con la quale avveniva questa operazione era critica, in maniera tale da evitare catastrofiche conseguenze alla struttura dello stesso Concorde.

La necessità di scaricare improvvisamente aria produceva un particolare comportamento del velivolo. Qualsiasi aereo tende ad imbarcare verso il motore spento a causa della spinta persa su quel lato. Di conseguenza, l'ala sul lato opposto al motore guasto si muoverà più velocemente, acquisirà portanza e si solleverà. L'effetto combinato è sia di rollio che di imbardata verso il motore spento.

Ma a numero di Mach 2 c'era tutta l'aria in eccesso da eliminare. A questo punto, come detto, la *spill door* si apriva e l'aria in ingresso veniva deviata verso il basso. Ciò faceva sollevare l'ala e il Concorde si "allontanava" dal motore spento. La tecnica per affrontare questa situazione comprendeva prima di livellare le ali, poi di contrastare l'imbardata con il timone. Gli stabilizzatori automatici avrebbero già applicato un po' di timone, quindi non era un processo difficile per il pilota.

- Inversione di spinta

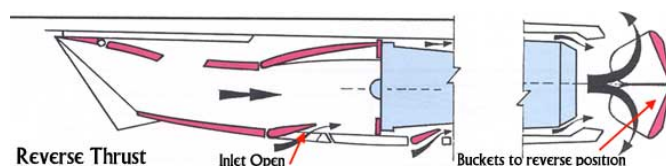


Figura 28: Schematizzazione della presa d'aria durante la fase di inversione di spinta. (<http://www.concordesst.com>)

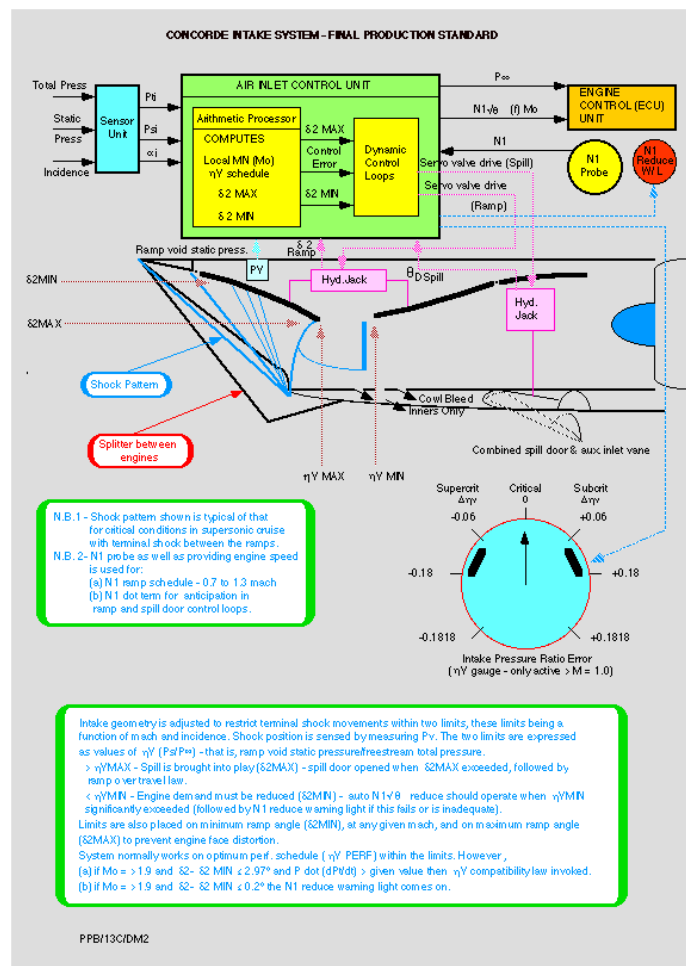
Dopo l'atterraggio i motori passavano alla modalità di inversione della spinta. Ciò era possibile grazie alla chiusura degli ugelli secondari che dirigevano il flusso d'aria in avanti per rallentare l'aereo.

Le due rampe delle prese d'aria erano controllate da otto Unità di Controllo della presa d'aria (AICU), due per ciascuna presa d'aria del motore. Le AICU erano il cervello dell'intero sistema e rendevano la crociera supersonica realizzabile cambiando costantemente le posizioni delle rampe rispetto alle variazioni di flusso d'aria, temperatura dell'aria, potenza del motore e incidenza

dell'aeromobile. Sette delle otto Unità di Controllo dovevano essere funzionanti altrimenti il volo supersonico non poteva continuare.

Dati come la pressione e l'incidenza del velivolo venivano forniti alle AICU tramite sensori Air data dedicati alle sole prese d'aria. I dati, che pervenivano in forma analogica, venivano convertiti in digitale in maniera tale da poter essere elaborati dalle AICU. Sembra tutto molto semplice nel mondo digitale di oggi, ma per gli anni '70 il sistema era molto sofisticato.

L'ingegnere di volo disponeva di due pannelli principali che gli consentivano di monitorare sia i vari parametri all'interno delle prese d'aria sia le posizioni effettive delle rampe (Figura 29).



Curiosamente, il motore Numero 4, situato sul lato esterno dell'ala destra, aveva un comportamento differente rispetto agli altri tre motori durante il decollo del Concorde. Il problema principale era che, alle basse velocità, le pale del compressore del motore Numero 4 vibravano fortemente a causa dei vortici creati dall'ala sovrastante. I vortici, che entravano nel motore sia dalla presa d'aria che dal vano di ingresso ausiliario, muovevano l'aria senso antiorario, che era il senso opposto al verso di rotazione del motore. L'effetto non si manifestava sul motore Numero 1 poiché i vortici ruotavano nella stessa direzione del motore. Per contrastare questo effetto, la potenza del motore Numero 4 veniva limitata, al decollo e a velocità inferiori ai 60 kts, all'88% e l'apertura della *spill door* limitata di circa quattro gradi rispetto quella degli altri motori. Superata tale soglia, la potenza ritornava sui valori nominali e la *spill door* veniva completamente aperta. Se si potesse ammirare ancora il decollo del Concorde, si potrebbe osservare la *spill door* del motore Numero 4 non aperta come quella degli altri tre motori e la fiamma proveniente dal postbruciatore non brillante come quella degli altri tre motori.

Figura 29: Schema a blocchi del sistema AICU che controllava la posizione delle rampe nella presa d'aria. (Courtesy of Peter Baker, former Concorde test pilot via <http://www.concordesst.com>)



Figura 30: In questa vista frontale del Concorde è possibile osservare come le prese d'aria siano rivolte verso il basso e ruotate verso la mezzeria del velivolo. (*Owners Workshop Manual - Concorde*)

L'esperienza del supersonico commerciale

Ciò che i passeggeri notavano immediatamente all'ingresso del Concorde era la cabina molto stretta e allungata, con il soffitto molto basso. Se il Concorde volasse ancora oggi, si potrebbe dire che la configurazione adottata ricorderebbe molto quella delle compagnie *low-cost*. I sedili erano infatti a coppie, disposti lungo 25 file ognuna delle quali possedeva quattro posti. Le file erano curiosamente numerate da 1 a 26, in quanto il numero 13 era stato scaramanticamente saltato. Il Concorde era un velivolo sicuramente diverso rispetto alla maggior parte degli aerei utilizzati per il lungo raggio che possedevano una fusoliera ampia e certamente più accogliente; molti definivano il Concorde un razzo con le ali.

Altro fatto che attirava la curiosità dei passeggeri era la dimensione dei finestrini (si veda la Figura 32), molto piccoli rispetto quelli di un tradizionale aereo subsonico. La ragione di una dimensione così contenuta era da ricercare nel fatto che, a quote così elevate, una eventuale perdita di pressione della cabina sarebbe risultata fatale; i passeggeri e l'equipaggio avrebbero perso conoscenza in pochissimi secondi, non avendo neppure il tempo di indossare le maschere di sicurezza. Dunque, in caso di depressurizzazione improvvisa, la dimensione dell'eventuale foro, contenuta grazie alla ridotta dimensione dei finestrini, avrebbe diminuito la quantità di aria in uscita dalla cabina, garantendo a tutti gli ospiti del Concorde qualche chance in più di sopravvivere.

Il primo momento emozionante di tutto il volo era senza dubbio la corsa per il decollo. Il silenzio della cabina veniva rotto dal rombo dei potenti motori Olympus e l'accensione dei postbruciatori schiacciava leggermente i passeggeri ai loro sedili. Una volta in aria, come detto in precedenza, la manovra di riduzione del rumore imponeva lo spegnimento dei postbruciatori, generando una significativa diminuzione della spinta. Ma in brevissimo tempo il Concorde aveva già raggiunto l'Oceano, e un annuncio del Capitano comunicava la seconda accensione dei postbruciatori per l'accelerazione supersonica; dopo poco il Concorde avrebbe rotto il "muro del suono" raggiungendo numero di Mach 1 ad una quota di 8500 metri. Poco dopo aver servito lo champagne, giungeva il secondo annuncio del Capitano che informava i passeggeri del raggiungimento di numero di Mach 2 (Figura 33).

In crociera, a causa dell'elevata quota di servizio, la vista dai minuti finestrini offriva un cielo di un blu molto intenso oltre alla visione della curvatura terrestre. Nonostante le gelide temperature esterne, il riscaldamento della parte esterna della fusoliera, come ormai noto, rendeva quasi impossibile toccare i finestrini.



Figura 31: La cabina di un Concorde di Air France durante i primi anni 70. (*Johnathan Safford*)

Infine, dopo un tempo sorprendentemente breve, il Capitano annunciava l'inizio della discesa ed il rallentamento verso velocità subsoniche. Scesi a terra, ci si poteva ritrovare dall'altra parte dell'Oceano dove l'ora locale era antecedente a quella del luogo della partenza.



Figura 32: Il confronto tra il finestrino del Concorde ed un passaporto. (*www.heritageconcorde.com*)



Figura 33: Il Machmetro in cabina. In alto la versione utilizzata fino al 2003, in basso la prima versione montata sul Concorde di British Airways. (*Johnathan Safford*)

Le cause dell'abbandono...

È il 25 Luglio del 2000 ed il Concorde F-BTSC di Air France, volo AF4590, è pronto a decollare dallo scalo parigino Roissy-Charles de Gaulle con direzione New York. Tutto sembra seguire la solita routine quando, pochi istanti dopo il decollo, la parte posteriore del Concorde prende inspiegabilmente fuoco. Avendo superato ormai la velocità V1, l'equipaggio fu costretto a decollare ma il motore Numero 1 perse potenza a causa dell'ingestione di carburante e il motore Numero 2 fu spento dall'ingegnere di volo a causa di un allarme incendio. Il carrello principale non si sollevò, per il guasto del sistema idraulico, e la ridotta spinta non permise al Concorde di guadagnare quota, volando a soli 60 metri di altezza a 370 km/h. Poco dopo, il motore Numero 1 si spense totalmente ed il calore generato dalla fiamma danneggiò gravemente l'ala; il Concorde stallò e si schiantò sull'Hotel Hotelissimo, nei pressi dell'aeroporto di Parigi-Le Bourget - dove l'equipaggio stava tentando invano di dirigersi - a 9.5 km in linea d'aria dall'aeroporto Charles De Gaulle. Morirono tutte le 109 persone a bordo e 4 impiegati a terra dell'Hotel. Si scoprì successivamente che una barra di titanio, presente al momento del decollo del Concorde sulla pista, caduta da un DC-10 della Continental Airlines decollato pochi minuti prima, forò una gomma del carrello principale del Concorde provocando un'esplosione che causò l'incendio del serbatoio. La striscia di metallo era proveniente da un inversore di spinta del motore 3 del DC-10.



Figura 34: La drammatica immagine dell'incidente occorso al Concorde F-BTSC.

Questo tragico incidente non spiega però da solo le cause dell'abbandono del trasporto supersonico commerciale. Infatti, dopo l'accaduto, il Concorde tornò a volare fino al 2003, anno in cui British Airways e Air France comunicarono all'unisono l'intenzione di cancellare definitivamente le operazioni del Concorde.

Analizzando lo stesso comunicato delle due compagnie, è possibile rintracciare le cause della fine del Concorde nella crisi che stava accompagnando il settore aeronautico in quel periodo, dovuta soprattutto alla situazione politica globale (si pensi all'attentato dell'11 settembre 2001), che peggiorò l'appello del volo supersonico; negli eccessivi costi di gestione del Concorde, che sfiorarono i 40 milioni di sterline; nell'obsolescenza del Concorde che, nonostante fosse una macchina tecnologicamente molto avanzata, aveva raggiunto i trent'anni di vita operativa, il che lo rendeva l'unico velivolo da trasporto civile a richiedere ancora un ingegnere di volo. Tutte queste ragioni spinsero le due compagnie ad abbandonare il Concorde che si staccò da terra, per l'ultima volta, il 26 novembre 2003. L'esemplare G-BOAF, senza

passengeri, giunse all'aeroporto Filton Airfield di Bristol dove tuttora si trova. Nonostante il drammatico incidente, va comunque sottolineato che il Concorde è stato statisticamente il vettore da trasporto passeggeri più sicuro nel mondo, calcolando il numero di morti per la distanza percorsa.

...e il futuro del volo supersonico commerciale

Dal ritiro del Concorde nel 2003, appassionati e professionisti del campo aerospaziale si sono a lungo chiesti chi potrà sostituire il Concorde in futuro. Ad eccezione degli storici rivali (il Tu-144 ed il mai completato Boeing 2707), furono sviluppate numerose idee per la seconda generazione di velivoli supersonici commerciali che risultano tutt'oggi in sviluppo.

Sebbene ad oggi non ci siano *business jets* in grado di volare in supersonico, diverse aziende sono fiduciose del fatto che in futuro sarà possibile adoperare questa categoria di velivoli garantendo minori costi al pubblico.

Tra i vari progetti in fase di sviluppo possiamo citare:



(a) Aerion AS2



(b) Boom XB-1



(c) Lockheed Martin X-56 QueSST



(d) Hyplane

- Aerion AS2, velivolo nato dalla cooperazione americana tra l'Aerion Supersonic, Lockheed Martin e la GE Aviation. È un *business jets* dotato di dodici posti in grado di volare attraverso l'Atlantico senza effettuare scali o il Pacifico con un solo scalo (Hawaii) a numero di Mach 1.4 sopra il livello del mare;
- Boom XB-1 Baby Boom, prodotto della collaborazione tra la Boom Aerospace e la Virgin Galactic, negli US, possiede una capacità di 55 posti e sarà in grado di volare a numero di

Mach 2.2. Il primo volo è previsto nel corso del 2020 presso lo spazio porto di Mojave in California;

- Lockheed Martin X-59 QueSST(*Quiet Supersonic Transport*), è un velivolo supersonico sperimentale in sviluppo dalla NASA. È dotato di un lungo naso conico che oscura la visione del pilota, problematica compensata da un complesso e al contempo innovativo innovativo sistema di telecamere frontali. È progettato per volare a numero di Mach 1.42 a 16800 metri;
- Hyplane, ambizioso progetto dell'Università degli Studi di Napoli 'Federico II'. È anch'esso un *business jets* progettato per ospitare fino a sei passeggeri, promette di raggiungere numeri di Mach circa pari a 4.5 volando a 70km di quota e garantendo di poter effettuare la tratta Roma-New York in una sola ora.

Il Concorde ha segnato la storia dell'aviazione e, in queste pagine, sono stati messi in evidenza alcuni degli aspetti che lo rendevano una macchina pionieristica. Forse è stato, assieme allo Space Shuttle, il velivolo che più di tutti ha incarnato quella voglia tutta umana di spingere al limite il progresso tecnologico, creando il giusto terreno per alcune innovazioni tecniche che ancora oggi spingono in aria (e non solo) la maggior parte dei prodotti aeronautici. «Presto ci saranno solo due tipi di aerei di linea; il Concorde e tutto il resto» recitava uno slogan prima dell'ingresso in servizio del Concorde. Adesso c'è solo il resto.

Riferimenti bibliografici

- [1] L. Azerrad. *Supersonic: The Design and Lifestyle of Concorde*. Prestel Publishing, 2018.
- [2] I. Bauernfeind. *50th Anniversary Edition: Concorde - Supersonic Icon*. Bauernfeind Press, 2018.
- [3] T. Buttler; J. Carbonel. *Building Concorde: From Drawing Board to Mach 2*. Crecy Publishing, 2018.
- [4] B. Bale; D.Sharp. *Concorde: Supersonic Speedbird - The full story*. Mortons Media Group Ltd, 2013.
- [5] K. Darling. *Aviation Crowood Series: Concorde*. The Crowood Press, 2004.
- [6] F.G. Clark; A. Gibson. *Concorde: The story of the world most advanced passenger aircraft*. Paradise Press, 1978.
- [7] J. Glancey. *Concorde: The Rise and Fall of the Supersonic Airliner*. Atlantic Books, 2016.
- [8] R. Johnstone-Bryden. *Concorde Pocket Manual*. Osprey Publishing, 2018.
- [9] D. Laney; D. MacDonald. *Aerospatiale/Bac Concorde Repair Manual*. Haynes, 2015.
- [10] C. Orlebar. *The Concorde Story: Seventh Edition*. Osprey Publishing, 2011.
- [11] S. Skinner. *Concorde*. Ian Allan Publishing, 2009.
- [12] Website: <http://www.concordesst.com>. 2020.
- [13] Website: <https://tg24.sky.it/mondo/approfondimenti/aereo-concorde>. 2020.
- [14] Website: <https://www.heritageconcorde.com>. 2020.