

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

***Relazione per la prova finale  
«Il turboramjet: principi di  
funzionamento ed applicazione al  
caso del velivolo Blackbird»***

Tutor universitario:

Prof. Brunello Pierfrancesco

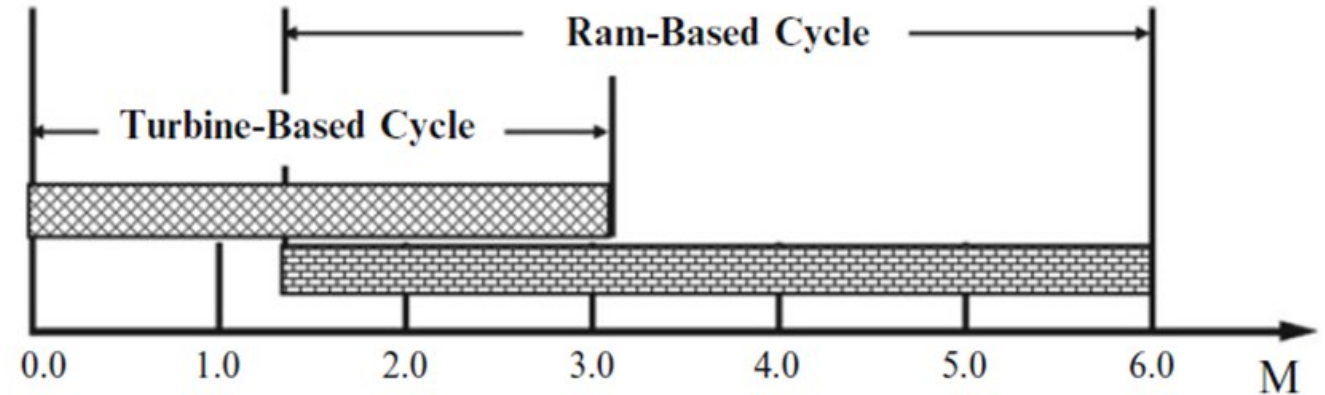
Laureando: *Tosin Davide Maria*

Padova, 29/09/2023

- Turbojet
- Ramjet
- Turboramjet

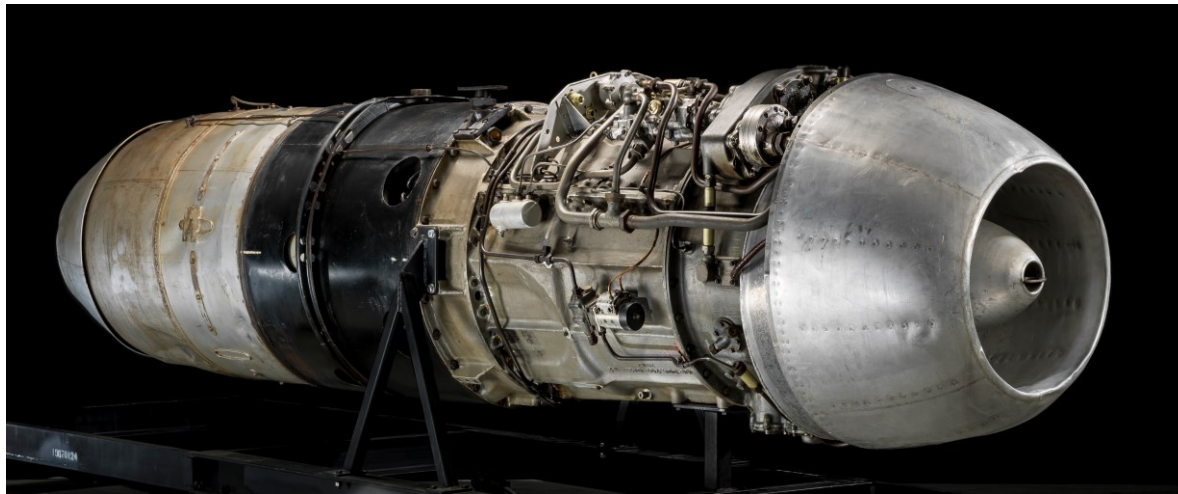
Motivazioni:

- Volo ipersonico
- Ricognizione
- Ricerche aerodinamiche ad alto Mach
- Combinazione ottimale dei vari sistemi ad ogni regime di volo



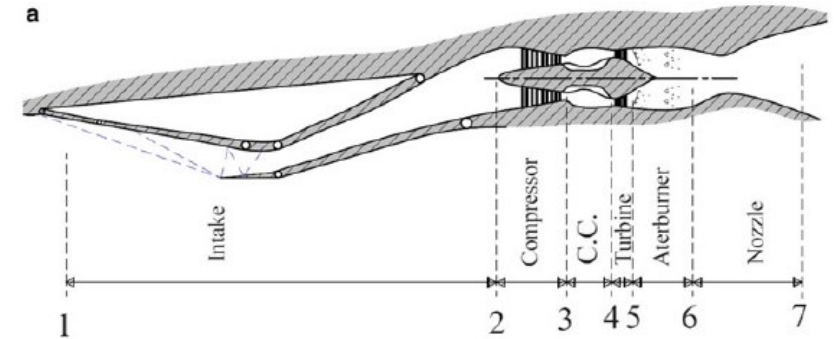
*Spettro di funzionamento dei vari tipi di propulsori in funzione del Mach di volo*

[1]

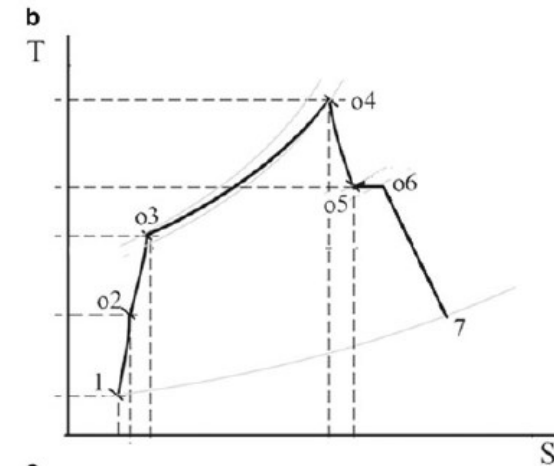


*Junkers Jumo 004 B4: turbojet del primo jet operativo della storia*  
[9]

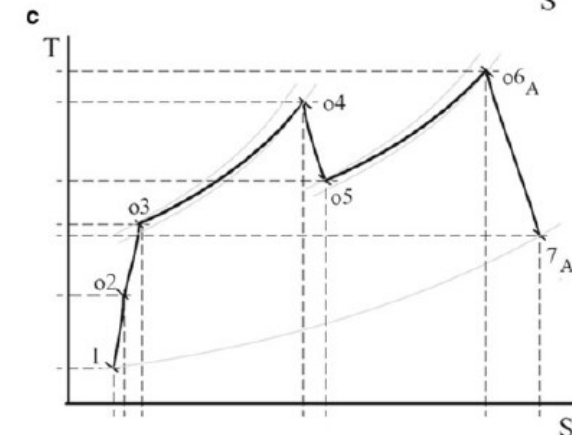
*Sezione di un turbojet con  
tutti i suoi componenti*  
[1]



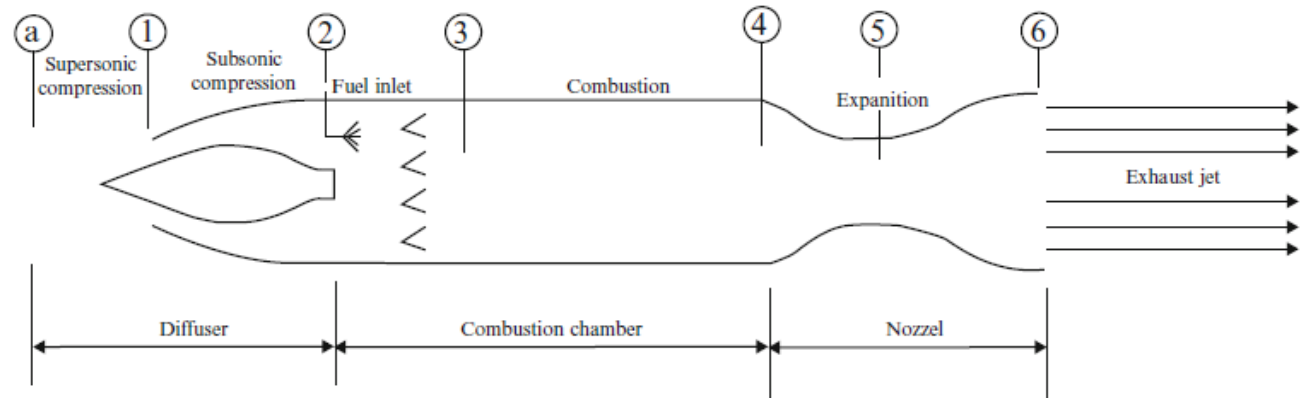
*Ciclo termodinamico di un  
turbojet senza post-bruciatore  
funzionante*  
[1]



*Ciclo termodinamico di un  
turbojet con post-bruciatore  
funzionante*  
[1]



Sezione di un ramjet  
[1]



www.dii.unipd.it

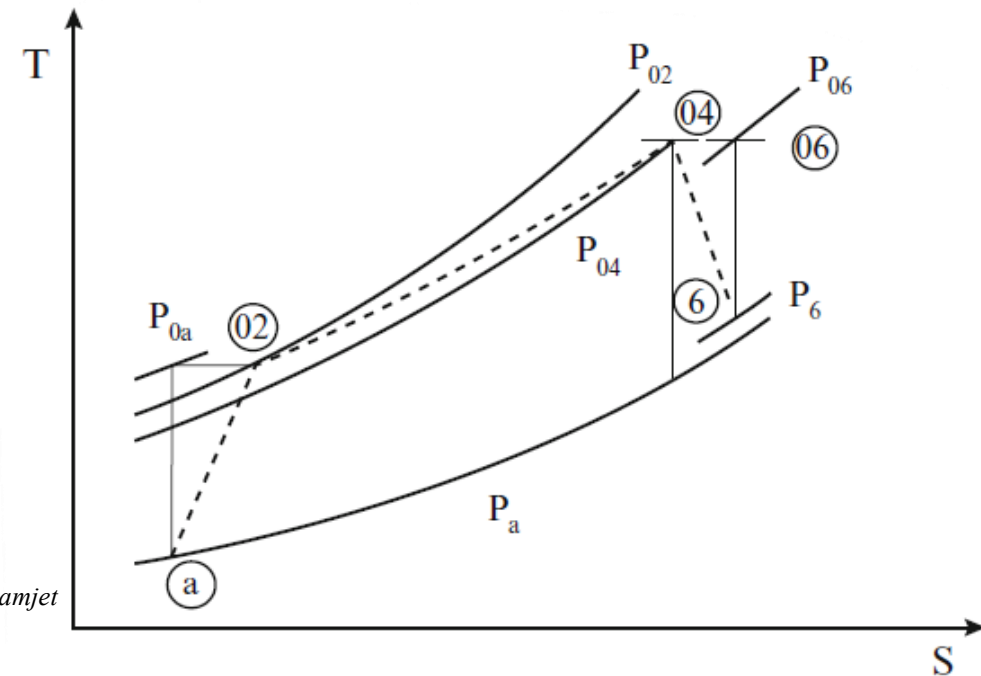


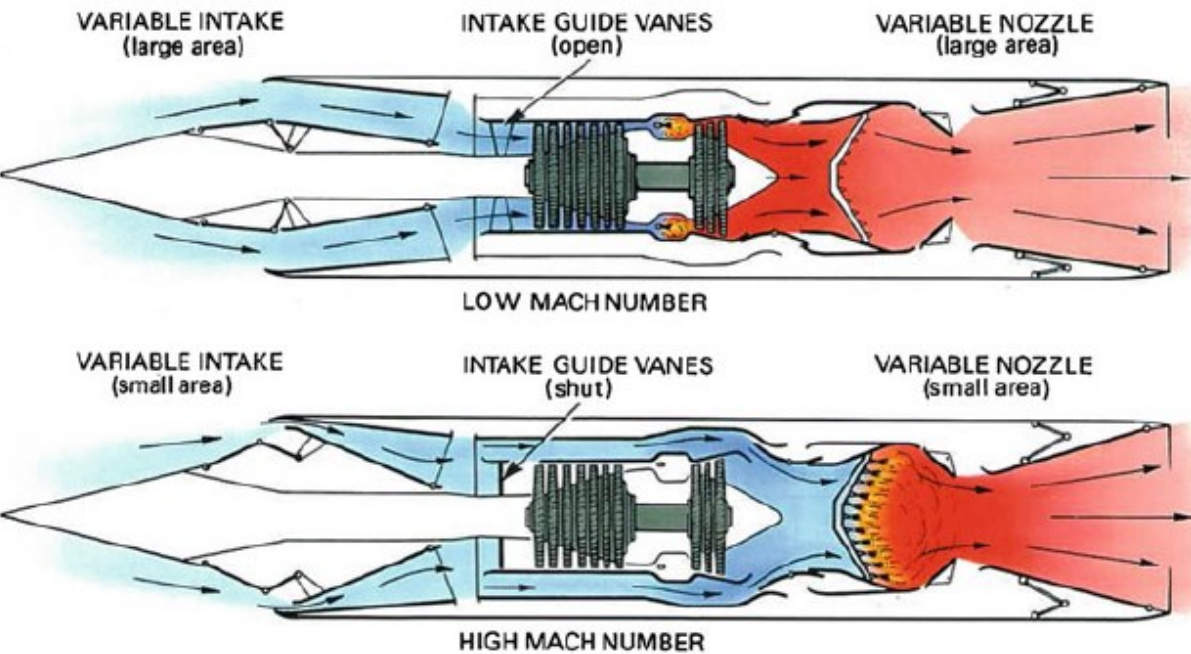
Leduc 021 in volo: aereo sospinto da un ramjet

[10]

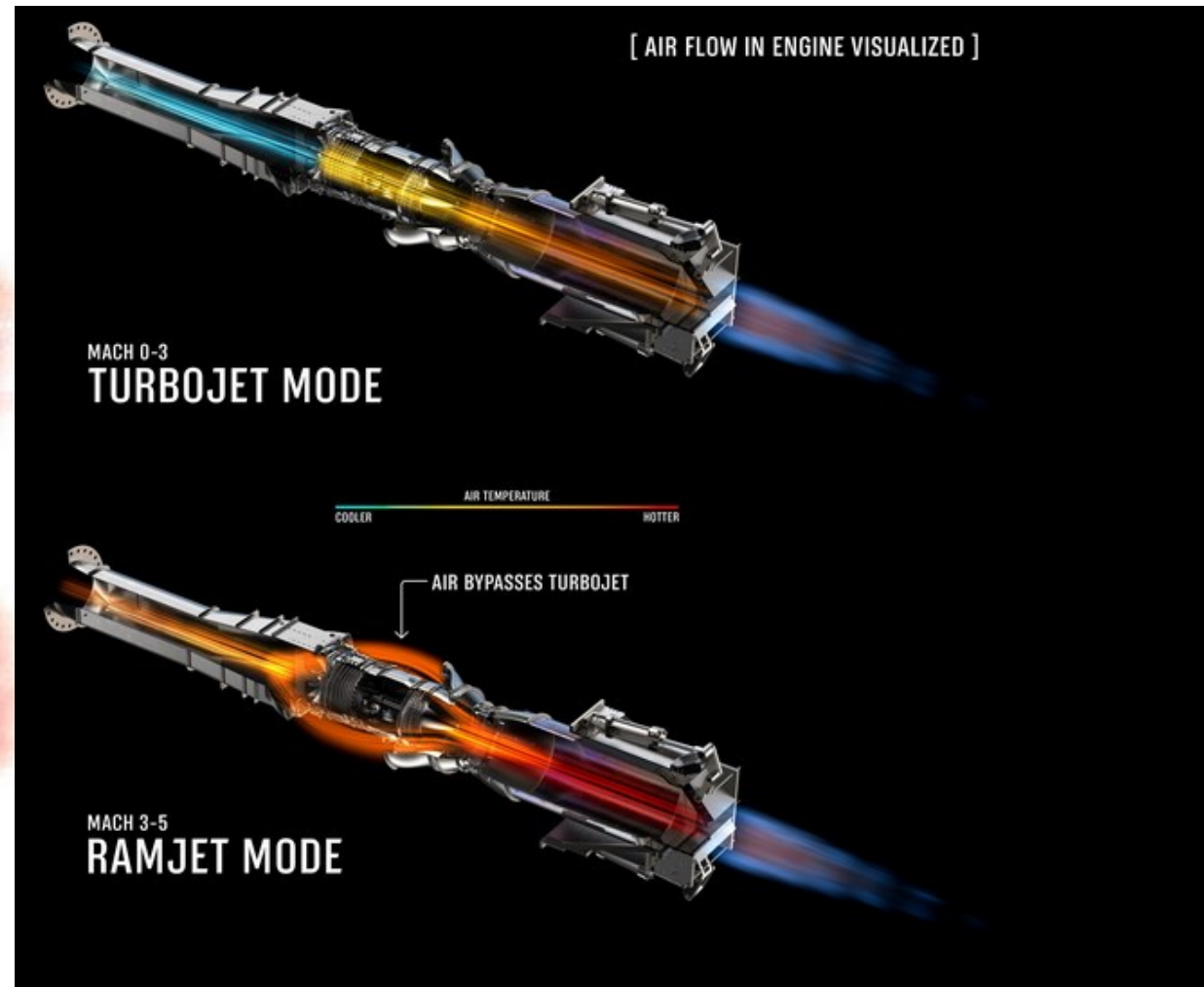
Ciclo termodinamico di un ramjet

[1]





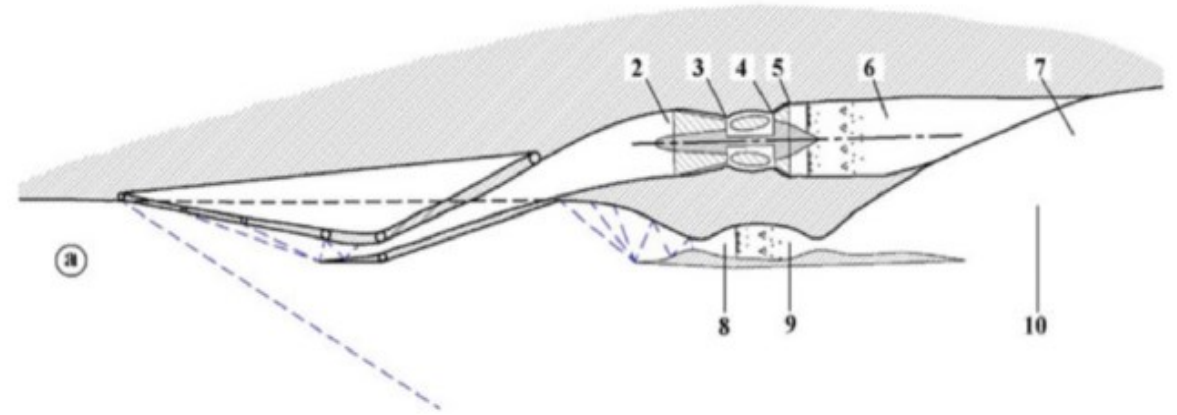
Configurazione wraparound nei due diversi regimi  
[1]



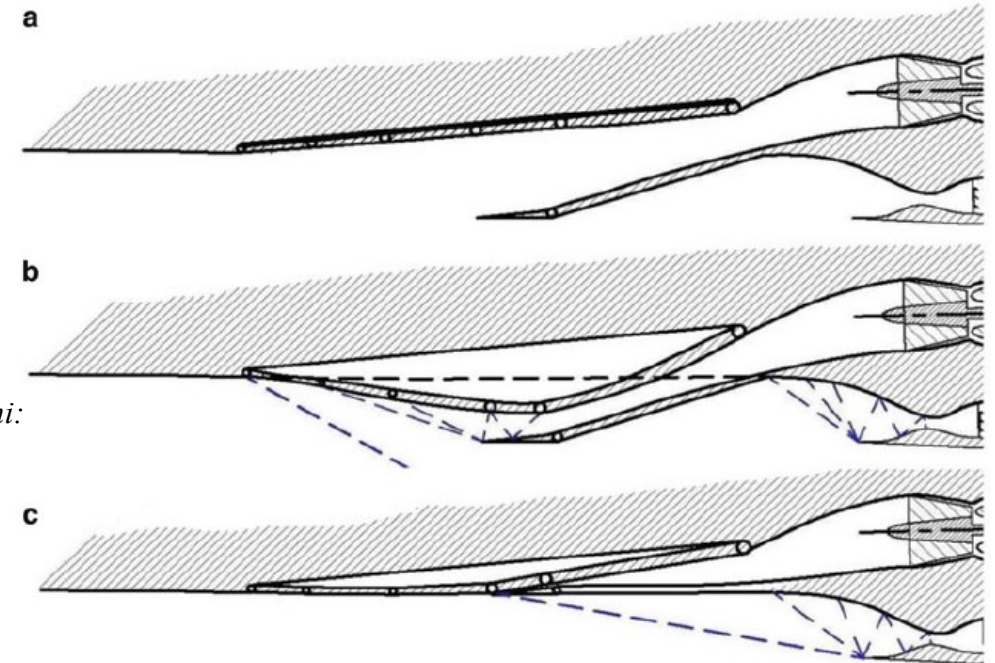
Esempio di transizione nel motore «Chimera» della startup  
Hermeus  
[11]



Concept del velivolo SR-72  
[12]



Configurazione over-under in sezione «meridiana»  
[1]



Preso d'aria della configurazione over-under operante nei vari regimi:

- a) Basse velocità: funzionante in turbojet puro;
- b) Transizione: funzionante in dual mode;
- c) Alte velocità: funzionante come ramjet puro

[1]

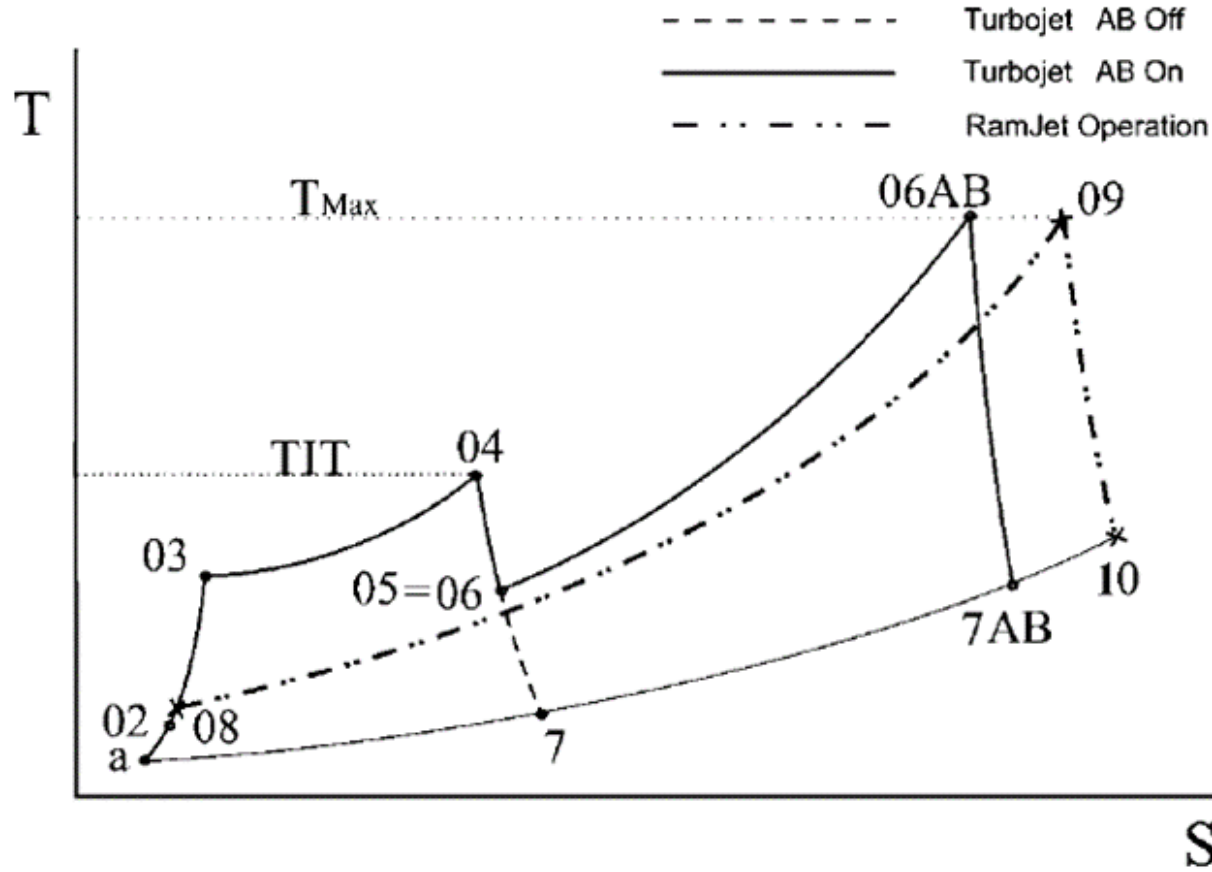
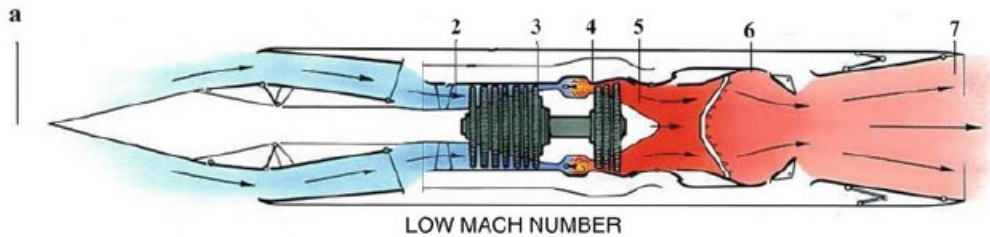


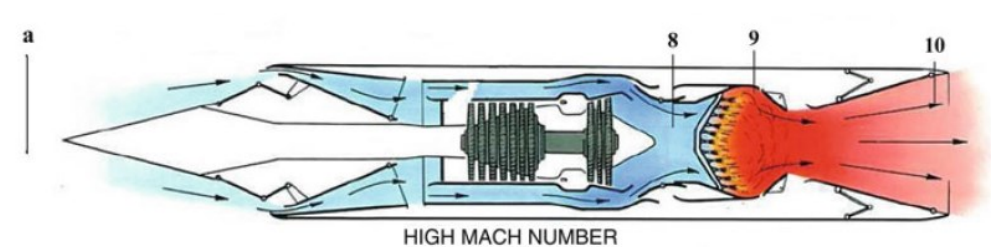
Diagramma termodinamico del turbojet

In dettaglio: AB= «afterburner»  
[1]



Trasformazioni nella configurazione wraparound in modalità turbojet

[1]



Trasformazioni nella configurazione wraparound in modalità ramjet

[1]

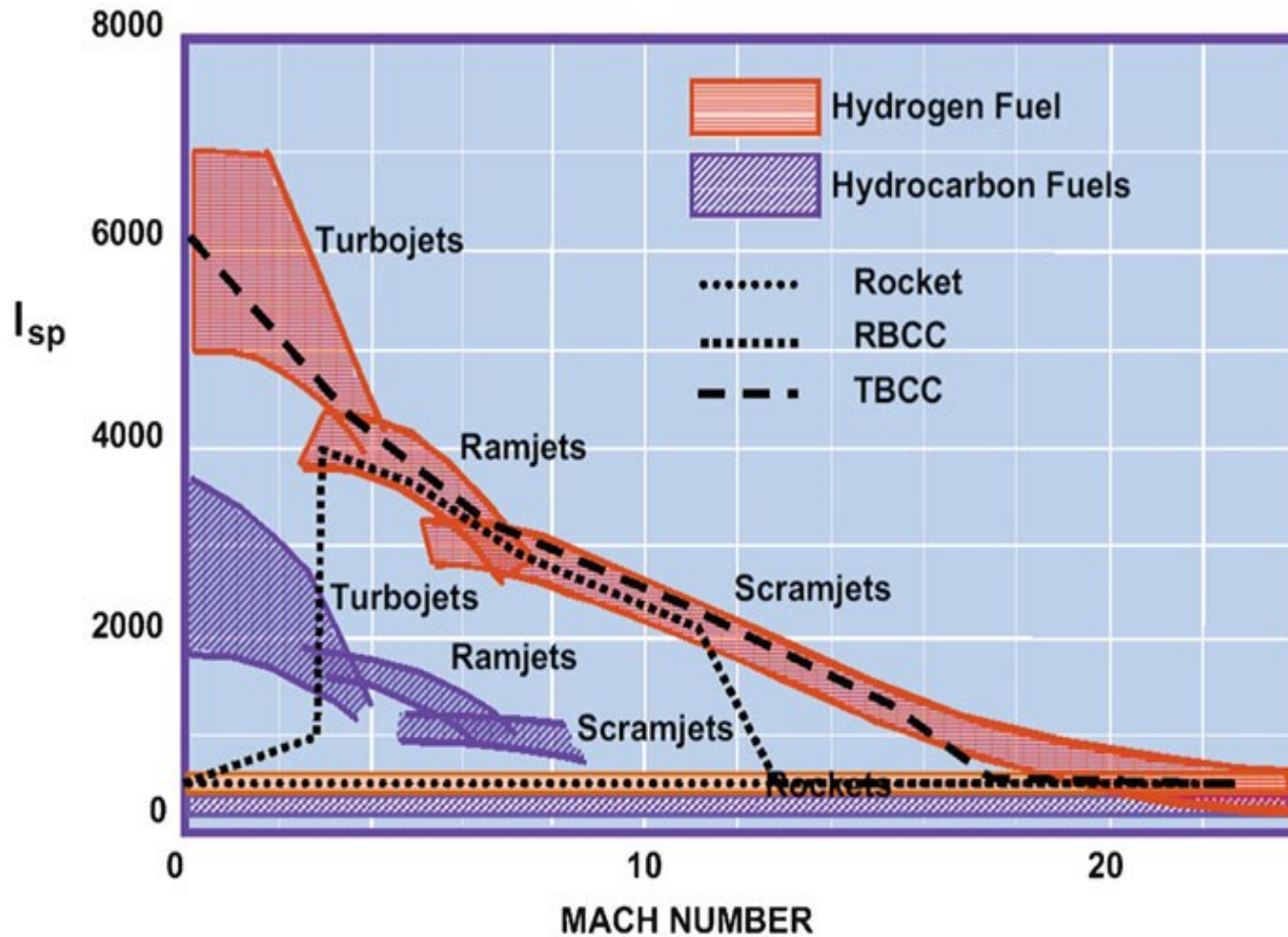


Grafico raffigurante l'impulso specifico al variare del Mach di volo; parametrico nel tipo di carburante.

In dettaglio:  
 TBCC=Turbine Based Combined Cycle  
 RBCC=Ram Based Combined Cycle  
 [1]



Nato negli anni '50 in seguito ad alcuni abbattimenti degli aerei spia U-2; l'A12 divenuto poi SR-71 doveva eludere le difese SAM sovietiche e scattare foto a siti sensibili.

Il *turboramjet* non era una tecnologia del tutto nuova: un altro progetto fu il francese Nord 1500 Griffon II.



*Nord 1500 Griffon II  
sospinto da turboramjet*  
[5]



*SR-71 Blackbird visto dall'alto*  
[4]



*A-12 Oxcart (monoposto e più «modesto» rispetto l'SR-71)*  
[3]

Il motore P&W JT111D-20 (J58), testato in galleria del vento fino a Mach 3.5, era progettato per volare a Mach 3.2+ a 86'000+ piedi (circa 26,2 km) con la spinta ripartita nel sistema propulsivo come segue: 54% dal diffusore, 17% dal motore (rotante tra i 4000 ed i 7400 rpm) e 29% dall'ugello. [6]

Il carburante usato era il JP-7 (alta temperatura di accensione e bassa pressione di vapore) e per l'accensione necessitava di iniezioni di trietilborano (TEB). Si stima che a progetto il consumo si aggirasse attorno ai 16000-20000 litri all'ora. [4]

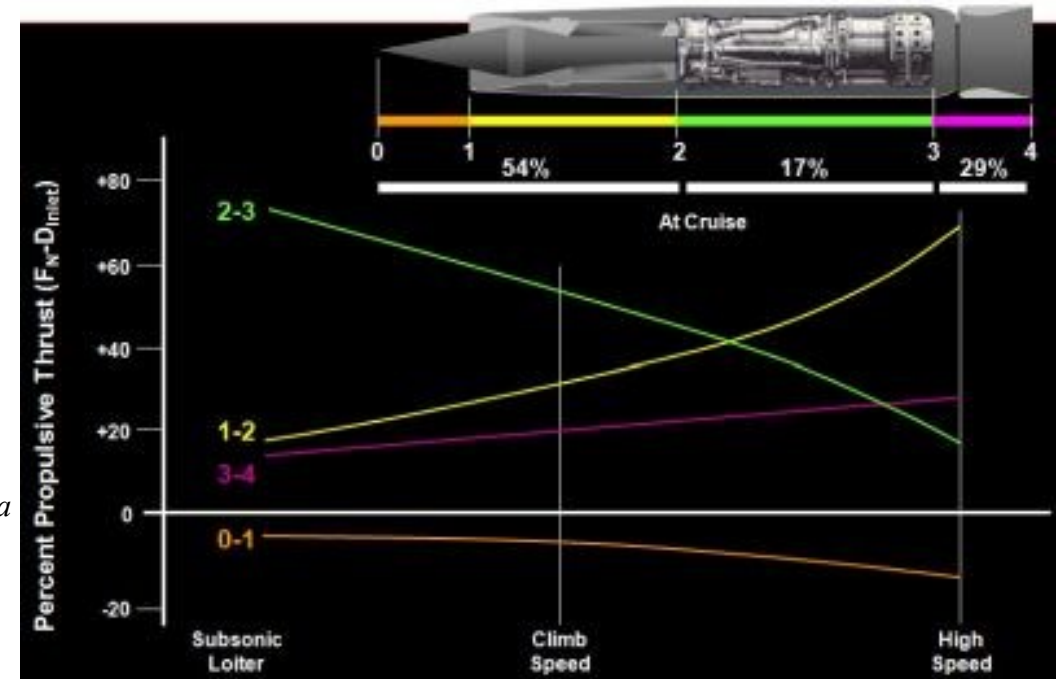


www.dii.unipd.it

SR-71 con l'uso dei post-bruciatori. Il colore bluastro/verdastro è dovuto al TEB [4]

	Production Engine Experience (J57 and J75)	JT111D-20 Design Requirements
Mach Number	2.0 for 15 min (J75 only)	3+ (Continuous)
Corrected Airflow Turndown Ratio (Cruise / Maximum)	90%	60%
Altitude	55,000 ft	80,000+ ft
Compressor Inlet Temperature	-40°F to 250°F (J75 only)	-40°F to 800°F
Combustor Exit Temperature	1,750°F (Takeoff) 1,550°F (Continuous)	2,000°F (Continuous)
Maximum Fuel Inlet Temperature	110 - 130°F	350°F
Maximum Lubricant Inlet Temperature	250°F	550°F
Thrust / Weight Ratio	4.0	5.2
Military Operation	≤ 30 min	Continuous

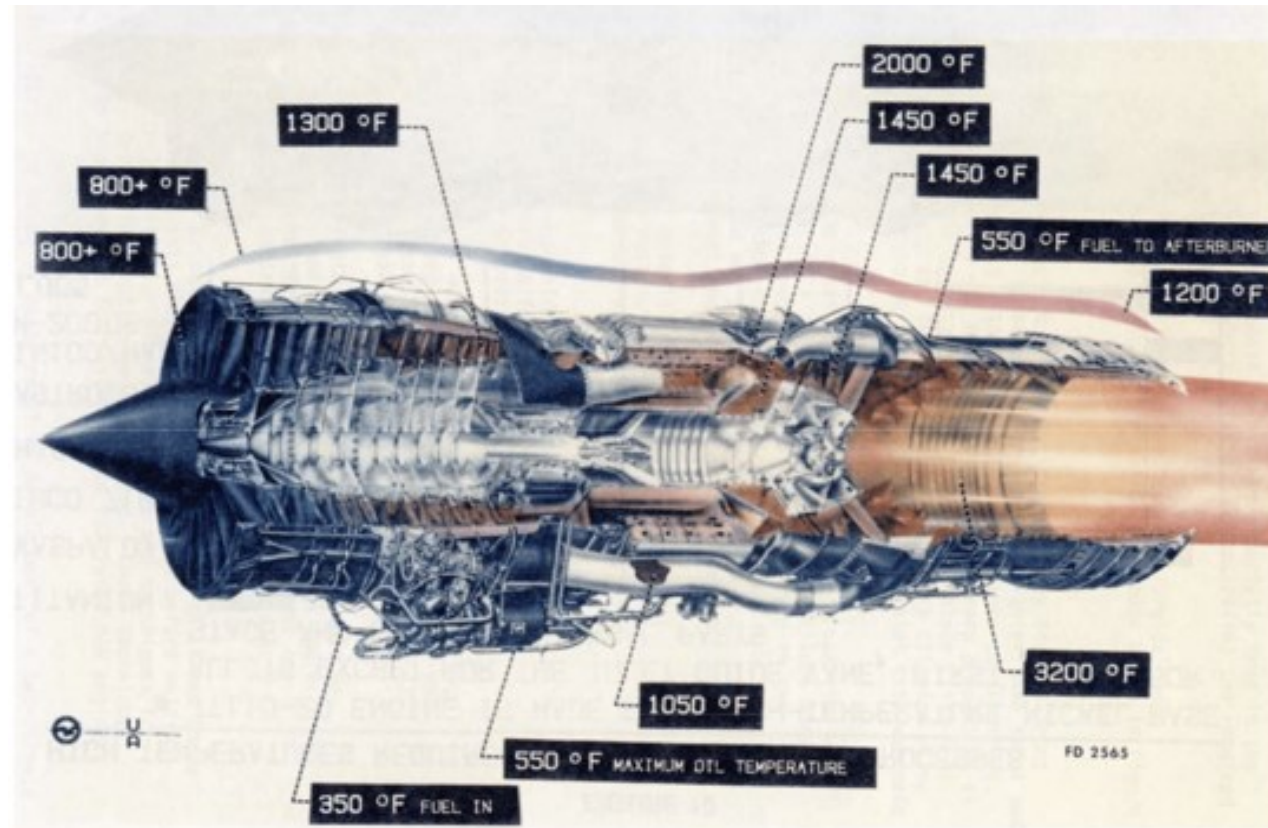
Tabella comparativa dei requisiti del motore J58 con il preesistente J57 e J75 [6]



Ripartizione della spinta nei vari regimi di volo suddivisa in ogni parte del propulsore [6]

Il sistema propulsivo (composto dal diffusore, il sistema di controllo del flusso, il turbojet con postbruciatore e l'ugello «integrato» alla gondola) operava a temperature mai viste prima: l'aria entrante la camera di combustione era attorno ai 760°C (1400°F), la TIT era circa 1095°C (2000°F) e nel post-bruciatore si toccavano 1760°C (3200°F).

Il cuore del motore era un puro *turbojet single-spool* composto da un compressore assiale a 9 stadi con  $r_c = 8,8$  (posto a seguito delle IGV) a cui seguivano gli otto tubi di fiamma in conformazione tubo-anulare antecedenti alla turbina a doppio stadio ove furono sperimentate per la prima volta le palette monocristalline. Il tutto seguito dal postbruciatore e da un ugello convergente-divergente a geometria variabile.

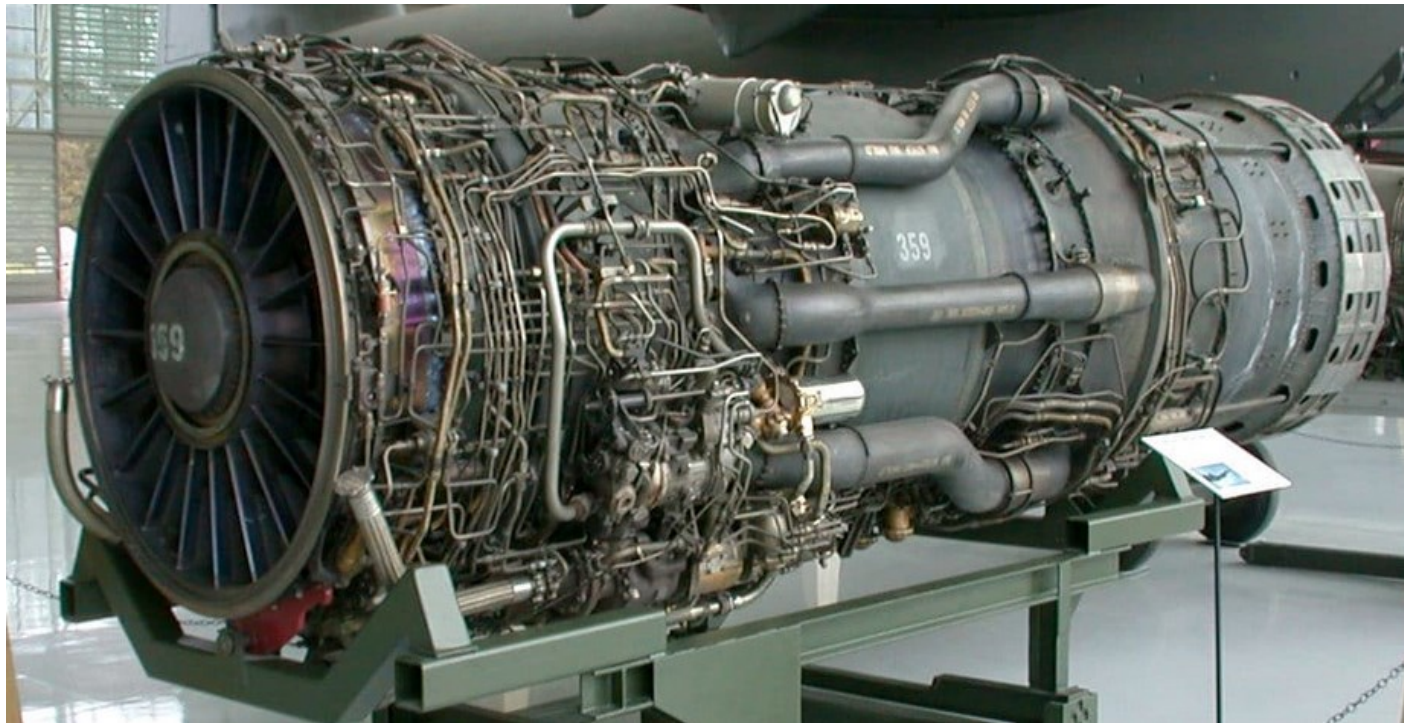


Temperatura nei vari componenti del motore

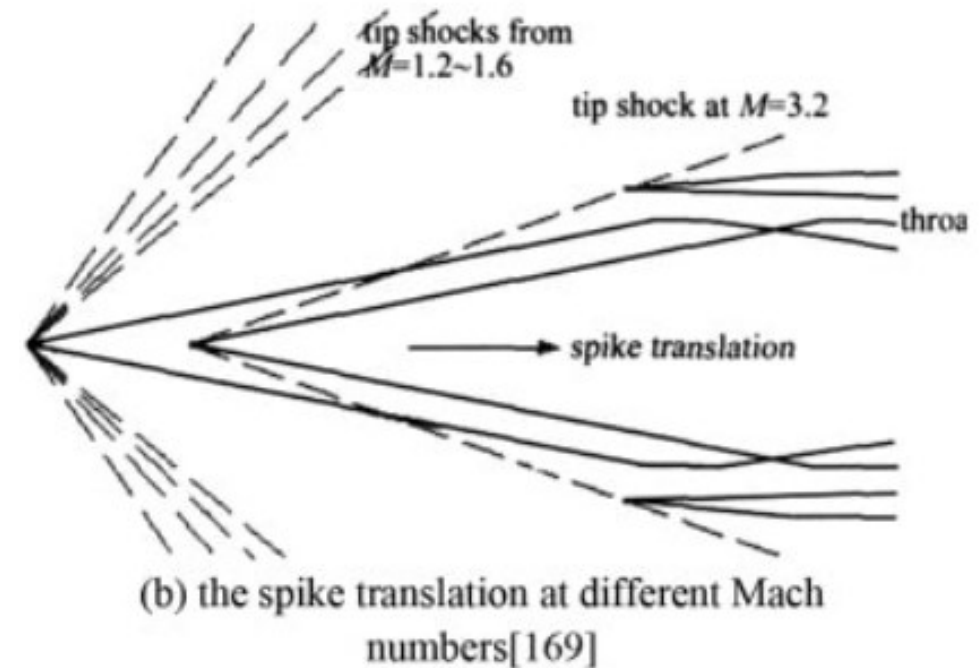
[6]

Il sistema propulsivo funzionava come puro *turbojet* dotato di postbruciatore dal decollo fino a Mach 2; dopodiché per raggiungere la velocità di progetto 6 condotti spillavano parte della portata a valle del 4° stadio del compressore e bypassando la camera di combustione veniva iniettata nel postbruciatore. Pertanto il funzionamento passa da un *turbojet* puro ad un *turboramjet* [7] funzionante in *dual mode*. Con la particolarità che l'aria nel caso veniva compressa non soltanto dalla presa dinamica ma anche dai primi 4 stadi del compressore.

La presa d'aria a geometria variabile era l'unica soluzione per garantire un regolare flusso a Mach 0.4 al compressore in TUTTI i regimi di volo. Nel dettaglio traslavano le spine coniche disposte su ciascun motore per garantire la formazione di onde d'urto ottimali ad ogni velocità con una corsa fino a 26 pollici (660,4 mm).



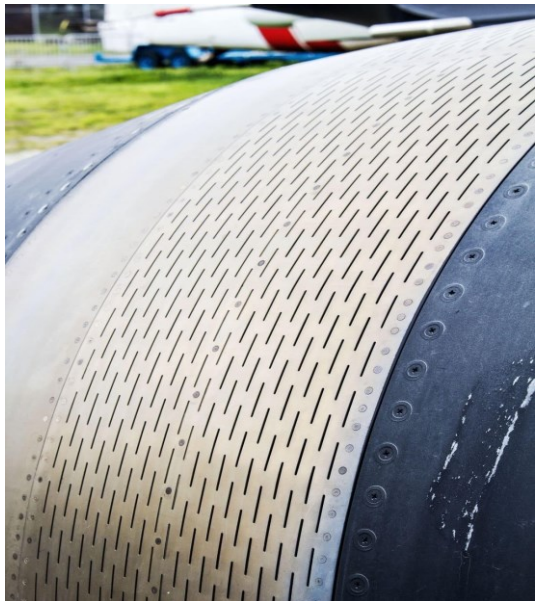
In risalto 3 dei 6 tubi di spillaggio per il fluido al quarto stadio del compressore [4]



Tangenza delle onde d'urto oblique sul cono d'ingresso in funzione del Mach e della sua traslazione [4]

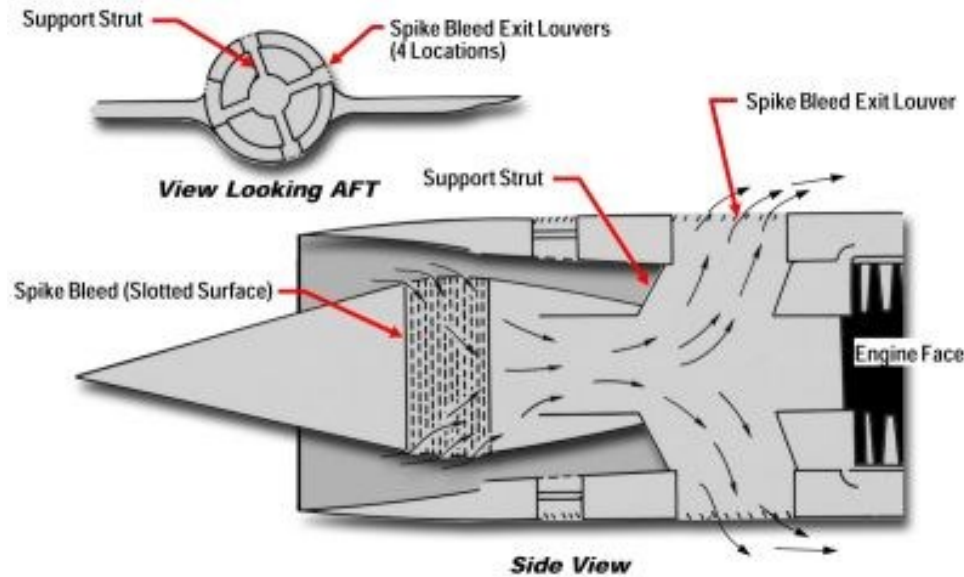
Oltre al cono traslante il diffusore era dotato di un complesso sistema di prese d'aria e sfiati che per ogni velocità convogliava opportunamente l'aria in base alle esigenze.

Nel decollo e a basse velocità fino a Mach 0.5, lontano dalle velocità di progetto, per aumentare la portata d'aria le valvole dette di *centerbody bleed* lavoravano in sinergia con le porosità della spina conica aspirando aria dall'esterno; mentre per raffreddare le pareti del motore venivano aperte delle *suck-in doors* a metà della sezione longitudinale e delle aperture terziarie a valle del motore anteposte all'ugello.



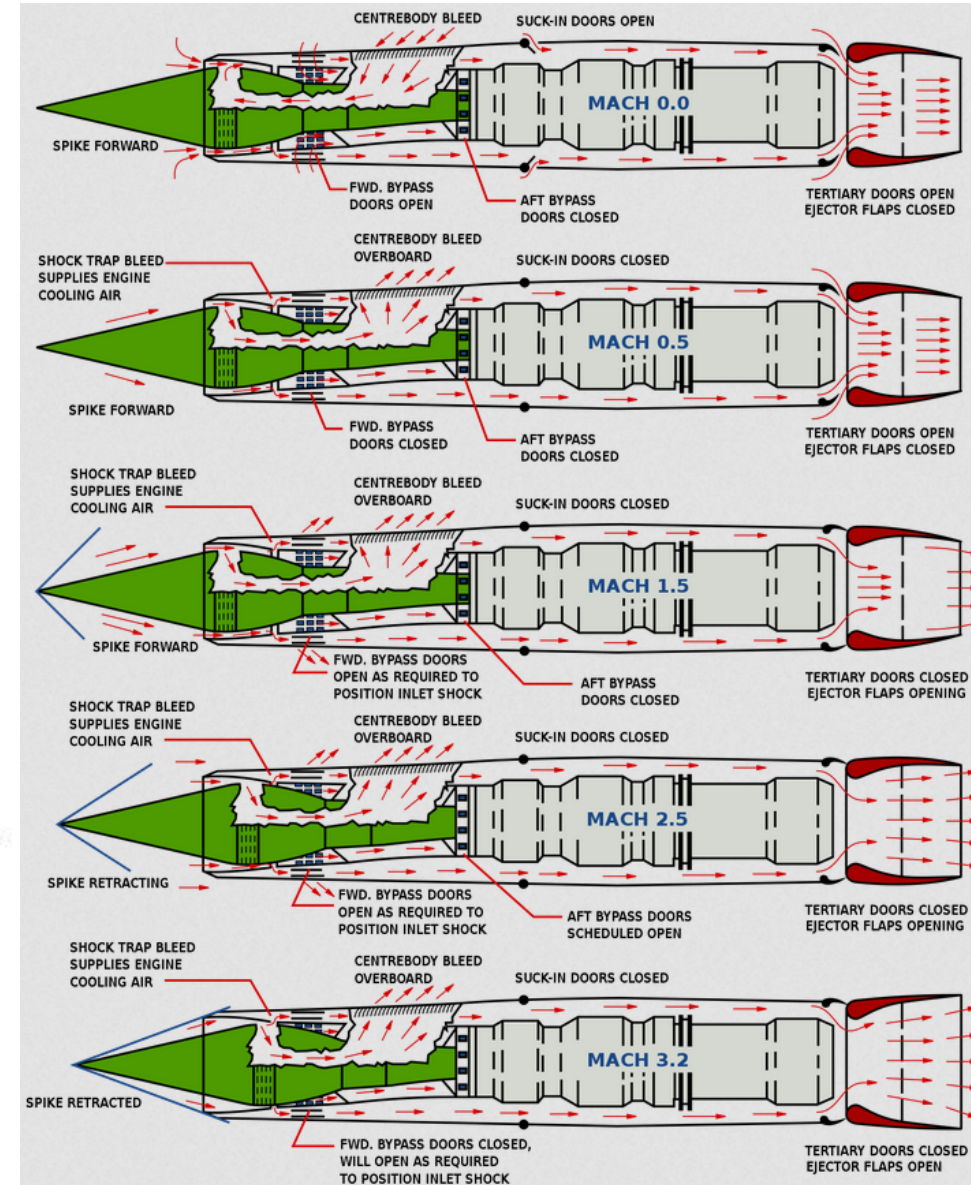
Dettaglio delle porosità presenti nella spina conica

[4]



Vista meridiana e frontale del diffusore funzionante a Mach maggiore di 0.5

[6]

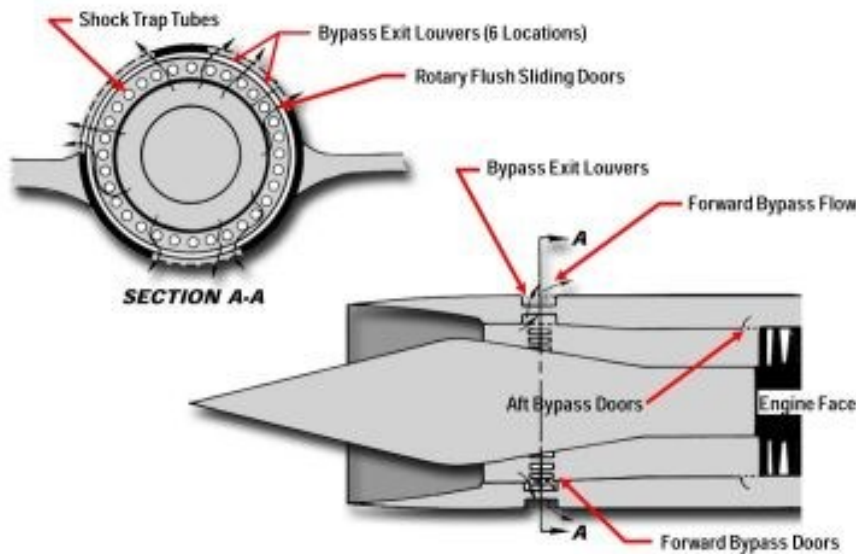


Rappresentazione dei flussi nel motore al variare della velocità

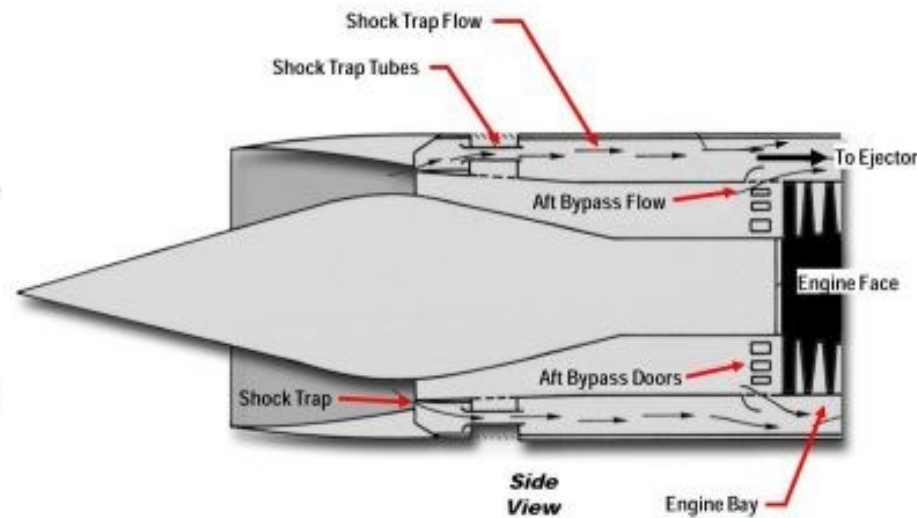
[8]

Ad alte velocità parte del flusso in ingresso veniva spillata ed evacuata attraverso le porosità per ridurre lo strato limite crescente lungo il cono; invece per il raffreddamento del motore si aprivano delle ulteriori valvole (di *cowl bleed*) che convogliavano alle pareti una parte di flusso decelerato tramite delle *shock-trap* e gli sfiati di *forward bypass* si aprivano per far defluire la portata in eccesso all'esterno. Alla velocità di crociera il diffusore aveva un rapporto di compressione pari a 40 e catturava  $100'000 \text{ ft}^3/\text{s}$  (circa  $2832 \text{ m}^3/\text{s}$ ) d'aria.

L'ugello invece, per garantire valori efficaci di spinta per ogni velocità di volo, era a geometria variabile: tramite un meccanismo idraulico 10 «petali» venivano opportunamente aperti da Mach 1.2 trasformando il condotto in convergente-divergente portando la velocità d'uscita da Mach 0.4 a 3+ alla velocità di crociera.



Forward bypass  
[6]



Cowl bleed alle alte velocità con shock-trap  
[6]



Foto della spina conica nel suo complesso  
[4]

- [1] El-Sayed Ahmed F., *Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion*, 2016, Springer
- [2] [https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed\\_Martin\\_SR-72](https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed_Martin_SR-72)
- [3] <https://rollingsteel.it/aerei/lockheed-sr71-blackbird>
- [4] <https://rollingsteel.it/aerei/pratt-withney-j58-sr71-blackbird>
- [5] <http://www.aviation-history.com/nord/griffon.html>
- [6] Peter Law, *SR-71 Propulsion System P&W J58 Engine (JT11D-20)*, 2013  
<http://www.enginehistory.org/Convention/2013/SR-71Propul/SR-71Propul.shtml>
- [7] Timothy R. Conners, *Predicted Performance of a Thrust-Enhanced SR-71 Aircraft with an External Payload*, NASA Technical Memorandum 104330, 1997, Dryden Flight Research Center Edwards  
[https://www.nasa.gov/centers/dryden/pdf/88507main\\_H-2179.pdf](https://www.nasa.gov/centers/dryden/pdf/88507main_H-2179.pdf)
- [8] [https://it.wikipedia.org/wiki/File:SR71\\_J58\\_Engine\\_Airflow\\_Patterns.svg](https://it.wikipedia.org/wiki/File:SR71_J58_Engine_Airflow_Patterns.svg)
- [9] <https://airandspace.si.edu/multimedia-gallery/turbojet-enginejpg>
- [10] <https://svppbellum.blogspot.com/2023/05/1949-1953-aerei-sperimentali-ramjet.html>
- [11] <https://www.hermeus.com/press-release-tbcc-milestone>
- [12] [https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed\\_Martin\\_SR-72](https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed_Martin_SR-72)