

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

***Relazione per la prova finale
«Studio del caccia di quarta
generazione Grumman F-14 Tomcat»***

Tutor universitario: Prof.

Ernesto Benini

Laureando: *Donà Edoardo*

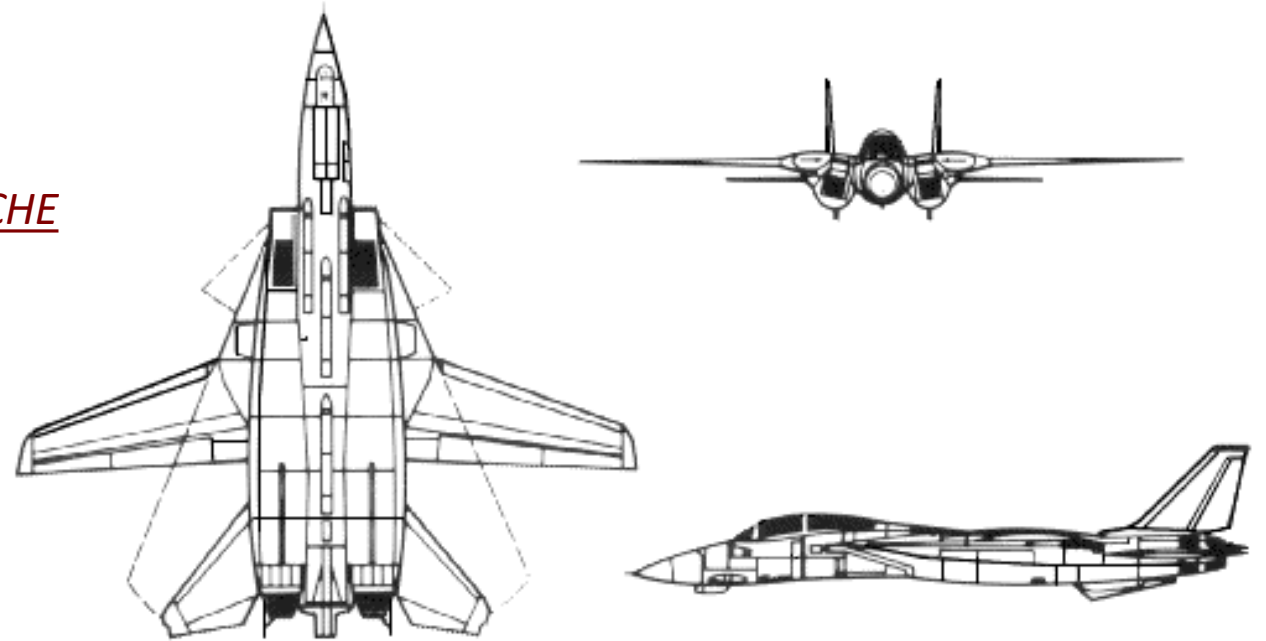
Padova, 27/09/2024

1) INTRODUZIONE

2) I MODELLI DELL'F-14: LE PRINCIPALI CARATTERISTICHE

3) IL SISTEMA DI PROPULSIONE DELL'F-14

4) STUDIO DELL'AERODINAMICA DELL'F-14



• STORIA DELLO SVILUPPO DELL'F-14

- Fine anni '40 inizia la "Guerra Fredda" e la corsa agli armamenti anche in ambito aeronautico: due blocchi , Occidente vs Oriente , USA vs URSS
- 1961: il governo americano vara il programma TFX per la creazione di un nuovo velivolo militare in sostituzione dell'F-4 Phantom II
- 18 maggio 1965: primo volo dell'F-111B. Tale progetto si rivela però fallimentare e viene interrotto nel 1968
- Luglio 1968: viene emanato un nuovo bando, il VFX, per la realizzazione di un nuovo caccia da superiorità aerea
- 14 gennaio 1969: la Grumman vince il concorso con il modello 303-E, nasce così l'F-14
- 21 dicembre 1970 primo volo, 30 dicembre 1970 primo volo per i test
- Nel 1974 l'F-14 modello A entra a far parte della flotta statunitense, seguito negli anni '80 e '90 dai modelli -B, -D



- L'F-14A

- Sistema di propulsione: 2 Pratt & Whitney TF30-P-414A
- Ala a geometria variabile con aggiunta dei "glove vanes"
- Radar Hughes AN/AWG-9
- Air computer CP-116A/A
- Mission computer AN/AYA-6

- L'F-14B

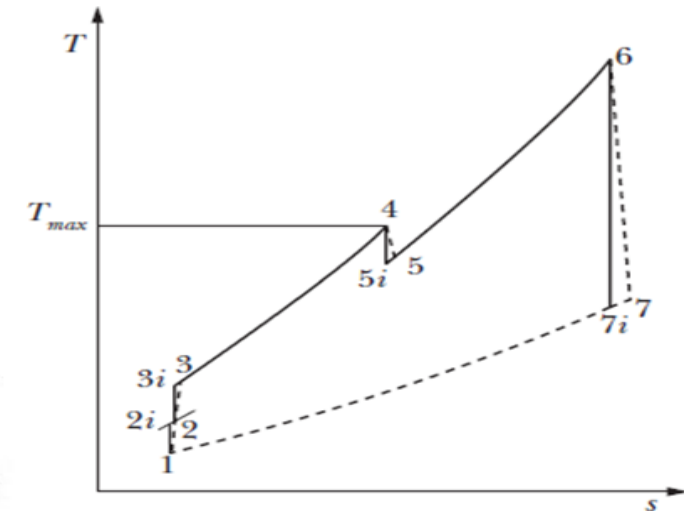
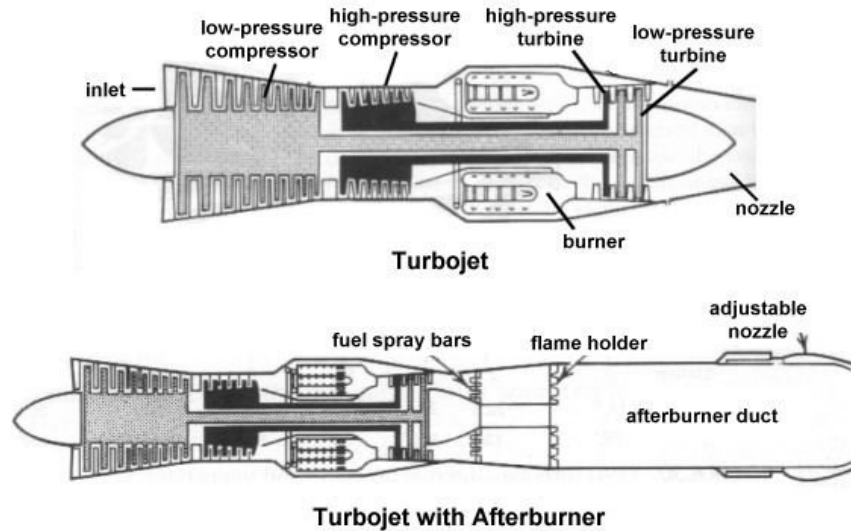
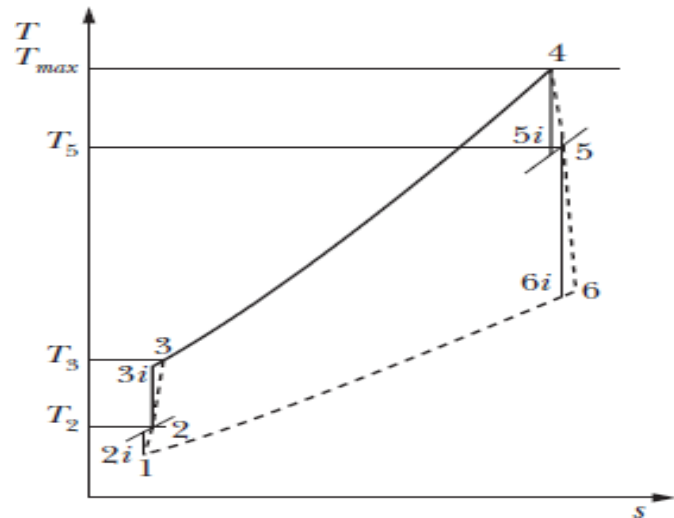
- Sistema di propulsione: 2 General Electric F110-GE-400
- Ala a geometria variabile, senza "glove vanes"
- Nuovo air data computer CP-116B/A
- Ricevitore d'allerta radar AN/ALR-67

- L'F-14D

- Sistema di propulsione: 2 F110-GE-400
- Ala a geometria variabile caratterizzata da piccole modifiche, senza glove vanes
- Nuovo radar AN/APG-71
- Nuovi computer di missione AN/AYK-14
- Nuovi sistemi avionici come l'ASPJ, JTIDS e il ROVER

IL CICLO BRAYTON-JOULE

E' il ciclo termodinamico alla base del funzionamento dei motori aeronautici turbogetto, per la generazione della spinta propulsiva



Brayton-joule senza post-combustione:

- 1-2: compressione adiabatica (diffusore)
- 2-3: compressione adiabatica (compressore)
- 3-4: combustione (camera di combustione)
- 4-5: espansione adiabatica (turbina)
- 5-6: espansione adiabatica (ugello)

Brayton-joule con post-combustione:

- 1-5: il ciclo rimane identico a quello descritto sopra
- 5-6: seconda combustione (postbruciatore)
- 6-7: espansione adiabatica (ugello)

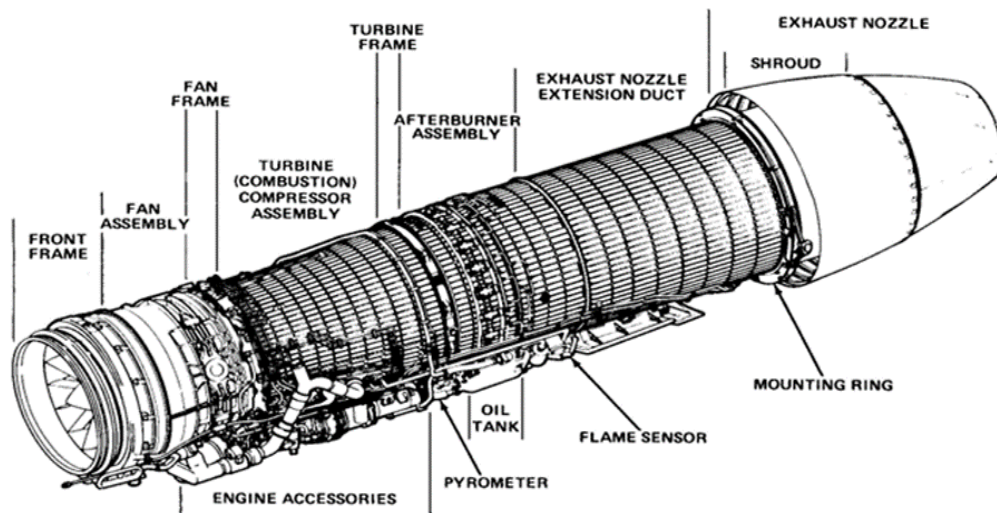
• F110-GE-400: STRUTTURA E CARATTERISTICHE DEL PROPULSORRE DELL'F-14

➤ **STRUTTURA:**

- Controllo attraverso il MEC e l'AFTC
- Doppio rotore
- Fan a tre stadi
- 2 turbine (alta e bassa pressione)
- compressore a 9 nove stadi
- ugello di scarico a geometria variabile

➤ **FUNZIONAMENTO:**

- IGV direzionano l'aria in ingresso nel fan che la divide in 2 flussi
- Una parte entra nel compressore ad alta pressione , l'altra fluisce nel bypass duct
- Dal compressore passa all'interno della camera di combustione
- I fumi prodotti vengono espansi nelle due turbine e scaricati al postbruciatore
- Nel post bruciatore si miscelano con l'aria del bypass duct e si ha la seconda reazione
- La corrente fluida viene infine espulsa e accelerata dall'ugello



- IL SISTEMA DI CONTROLLO DELL'F110

MAIN ENGINE CONTROL (MEC):

- Controllo di tipo idromeccanico
- Regola il deflusso di carburante verso il motore
- Regola flusso di combustibile in funzione del numero di giri mantenendolo costante
- Blocca il flusso di carburante quando il motore raggiunge un overspeed del 110%
- Controlla le pale dell'IGV

AUGMENTER FAN TEMPERATURE CONTROL (AFTC):

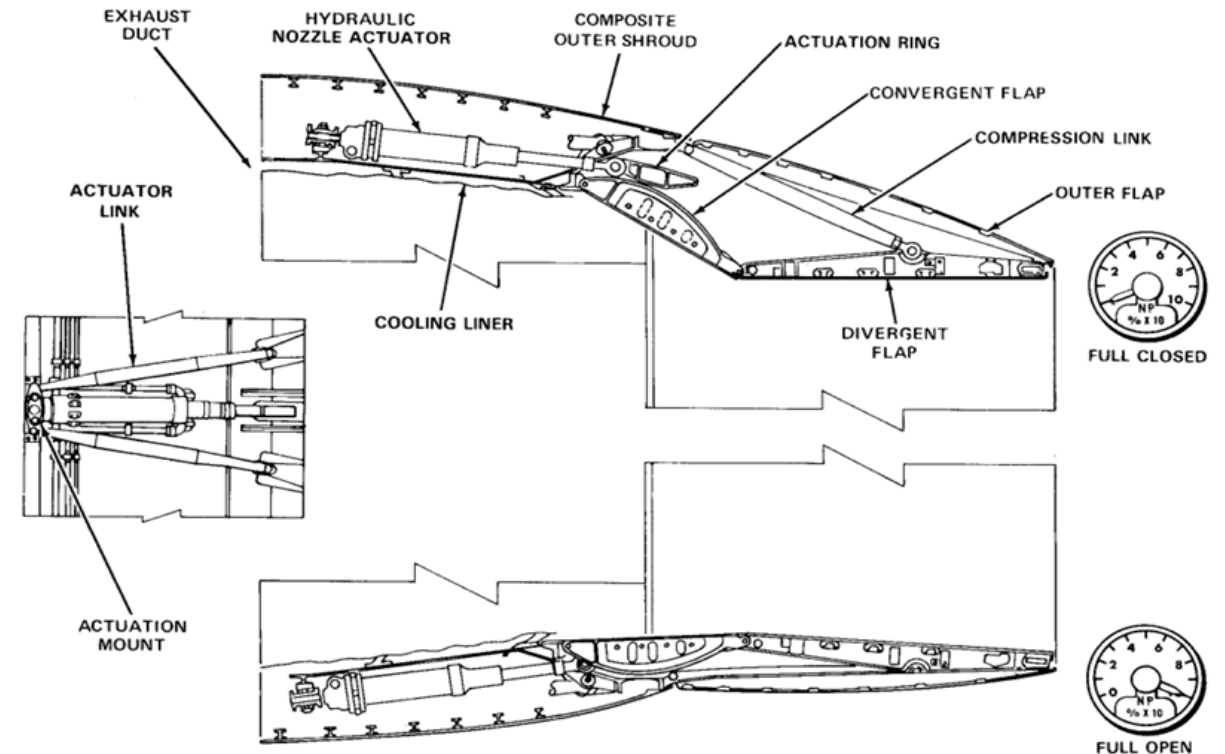
- Dispositivo modulare elettronico allo stato solido
- E' in grado di svolgere calcoli di programmazione, integrare e generare funzioni
- Controlla i limiti operativi del motore e la potenza elettrica da distribuire ad esso
- Rileva eventuali guasti
- Controlla velocità del fan, l'accensione automatica, il post bruciatore e gli attuatori dell'ugello

AFTERBURNER FUEL CONTROL:

- Controllato dall'AFTC
- Regola il flusso di combustibile nel postbruciatore
- Il combustibile viene diviso nei collettori del postbruciatore in tre parti: local, core, fan

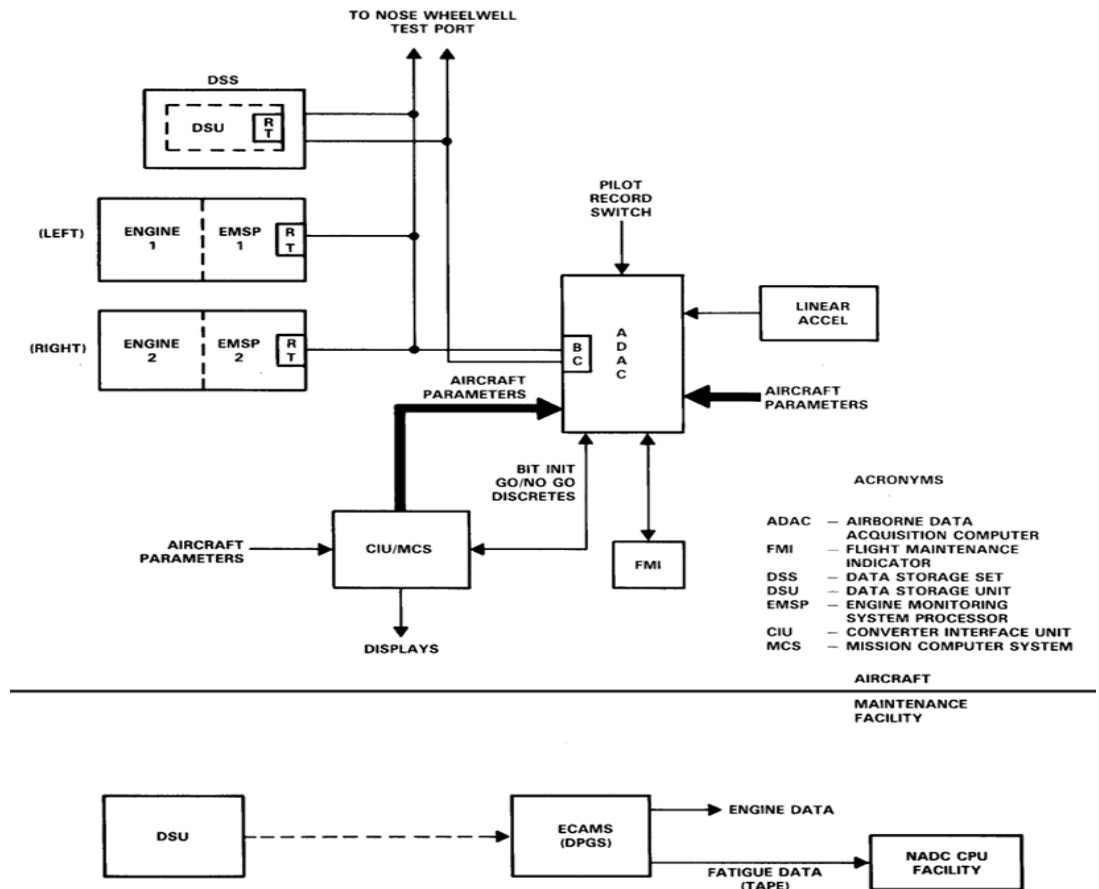
• L'UGELLO DI SCARICO A GEOMETRIA VARIABILE

- I fumi vengono rilasciati all'ugello con velocità prossime a quella del suono
- L'ugello espande i fumi e li accelera a velocità supersoniche per ottenere poi la spinta
- **STRUTTURA:** geometria variabile, convergente-divergente, costituito da tre flaps messi in movimento da tre attuatori idraulici controllati dall'AFTC
- Diverse configurazioni di apertura e chiusura in funzione della fase di volo , delle condizioni di utilizzo del motore e del numero di Mach



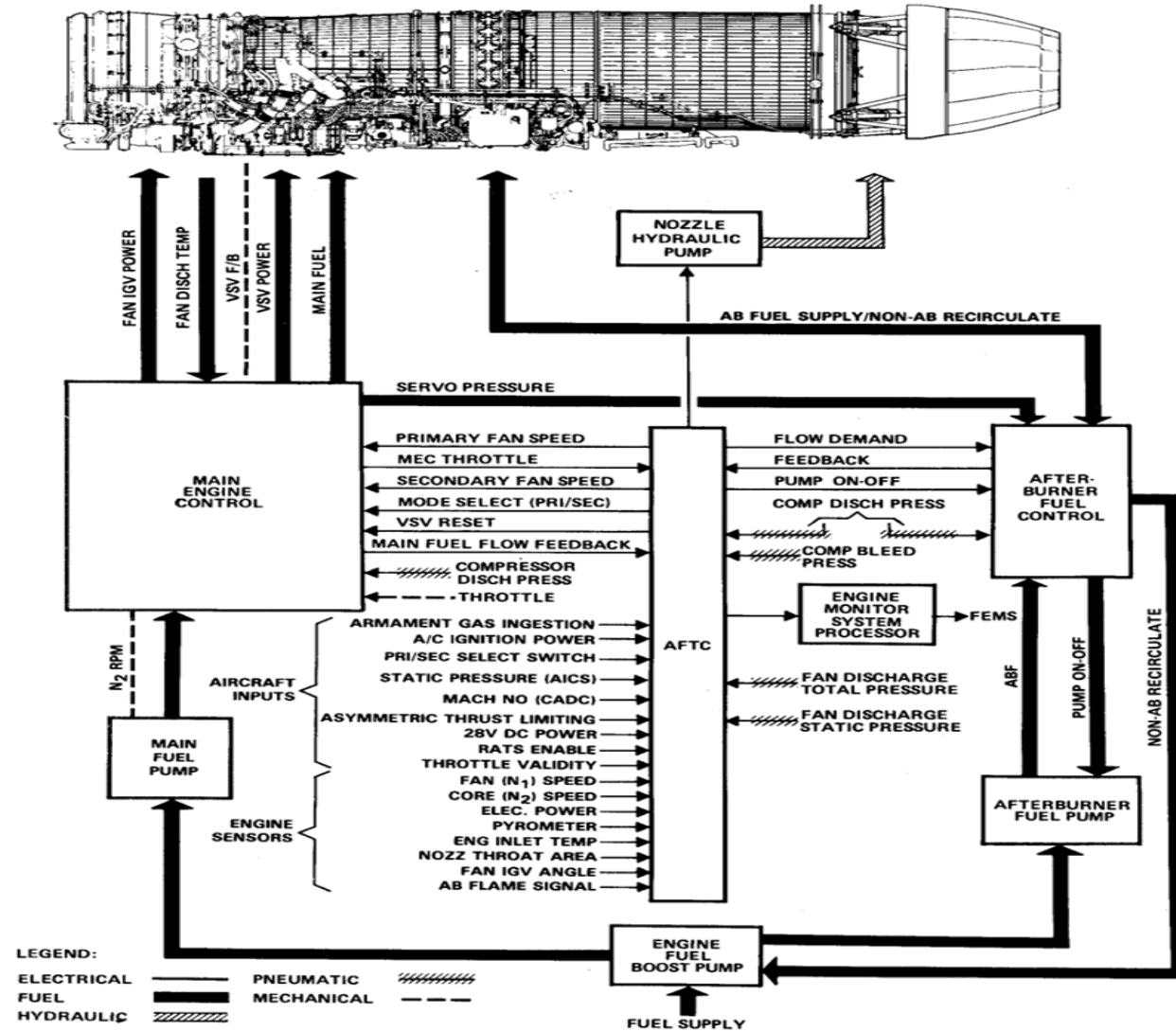
- FATIGUE ENGINE MONITORING SYSTEM (FEMS)

- Il FEMS è un sistema elettronico a stato solido
- Accumula informazioni relativi a stress, fatica e performance del motore, monitorandone lo stato
- Isola eventuali guasti al motore registrandone i dati per successive analisi
- L'obiettivo di tale sistema è garantire la più alta sicurezza possibile per il velivolo e l'equipaggio stesso
- **COMPONENTI:** 1)EMSP-Engine Monitoring System Processor
2)ADAC-Airborne Data Acquisition Computer
3)DSS-Data Storage Set
4)FMI-Flight Maintenance Indicator



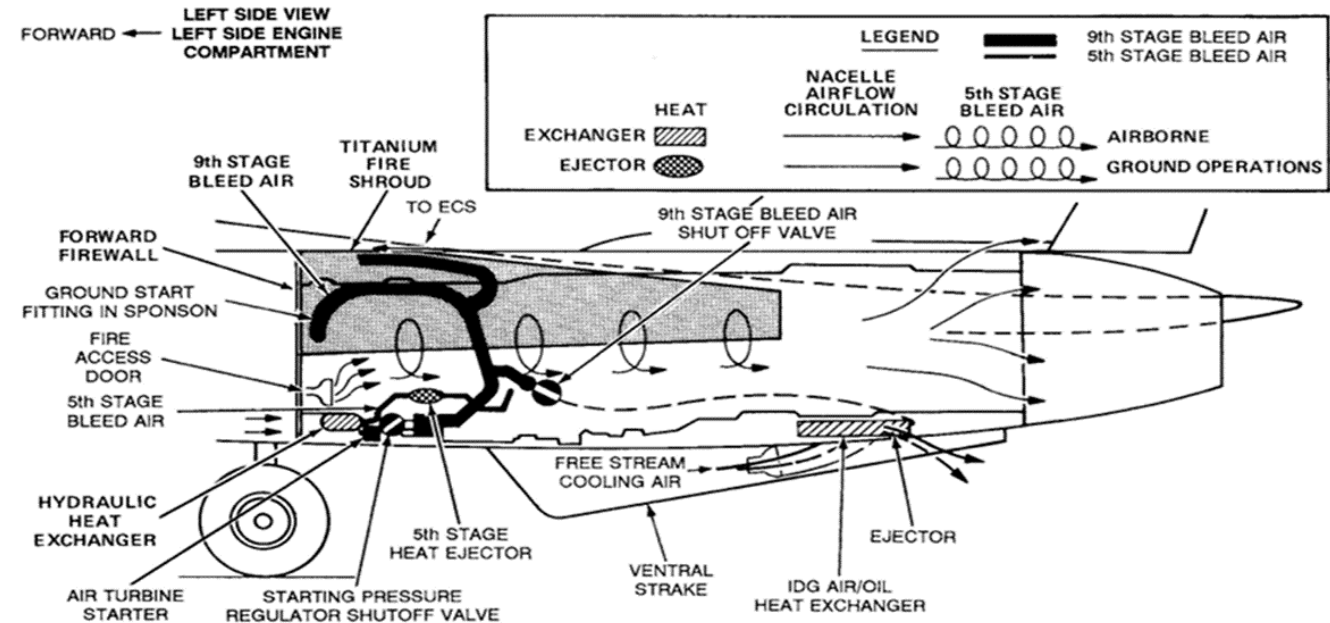
IL SISTEMA DI ALIMENTAZIONE

- La sua funzione è quella di trasferire il carburante e far sì che giunga nelle camere di combustione
- Opera in funzione dei comandi della manetta e di altri parametri
- **COMPONENTI:** 1) Motive Flow Fuel Pump
2) Engine Fuel Boost Pump
3) Main Fuel Pump
4) Afterburner Fuel Pump



• IL SISTEMA DI SPILLAMENTO DELL' ARIA

- L'aria spillata dal motore viene prelevata dal quinto e dal nono stadio del compressore
- Spillata e trasportata mediante condotti specifici
- **UTILIZZI:**
 - Sistema antighiaccio
 - Raffreddare l'abitacolo
 - Ventilazione dei motori
 - Avviamento crossbleed

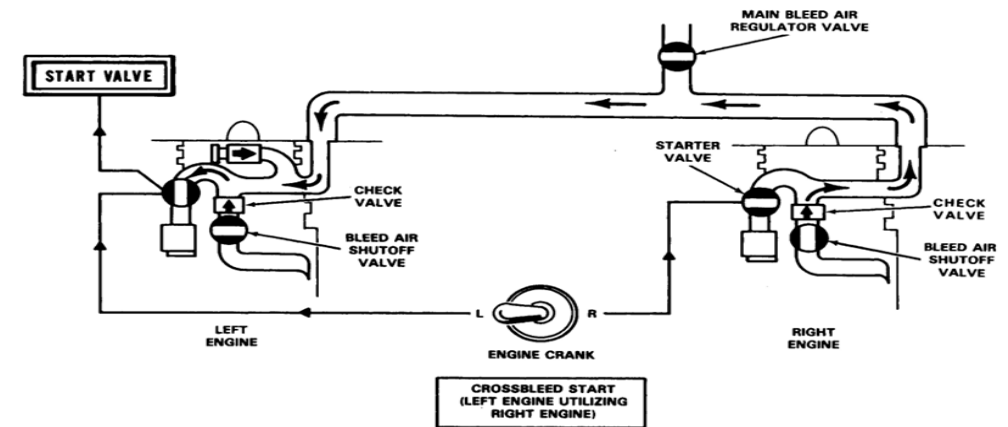
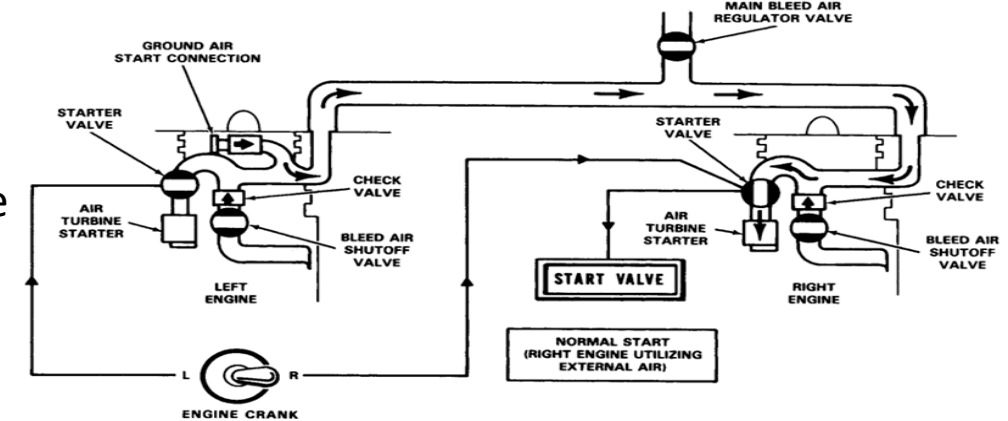


IL SISTEMA DI ACCENSIONE E AVVIAMENTO DEL MOTORE

- Tre circuiti elettrici di accensione:
 - 1) Accensione principale ad alta energia
 - 2) Accensione del postbruciatore
 - 3) Accensione di Backup

- Elemento principale è la turbina d'avviamento

- **MODALITA' D'AVVIAMENTO:**
 - Avviamento esterno
 - Avviamento Crossbleed



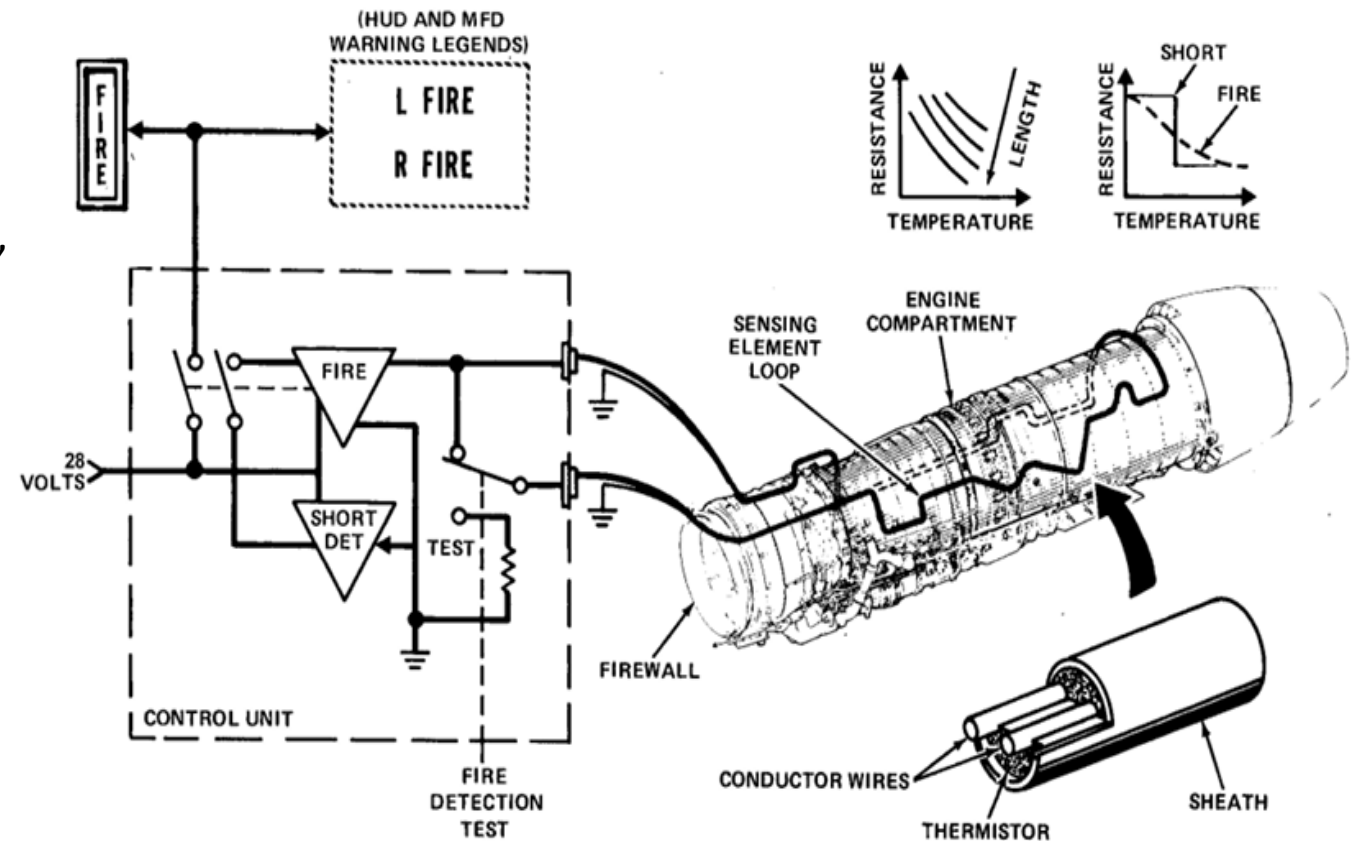
• SISTEMA DI RILEVAMENTO ED ESTINZIONE DELL'INCENDIO:

➤ **SISTEMA DI RILEVAMENTO:**

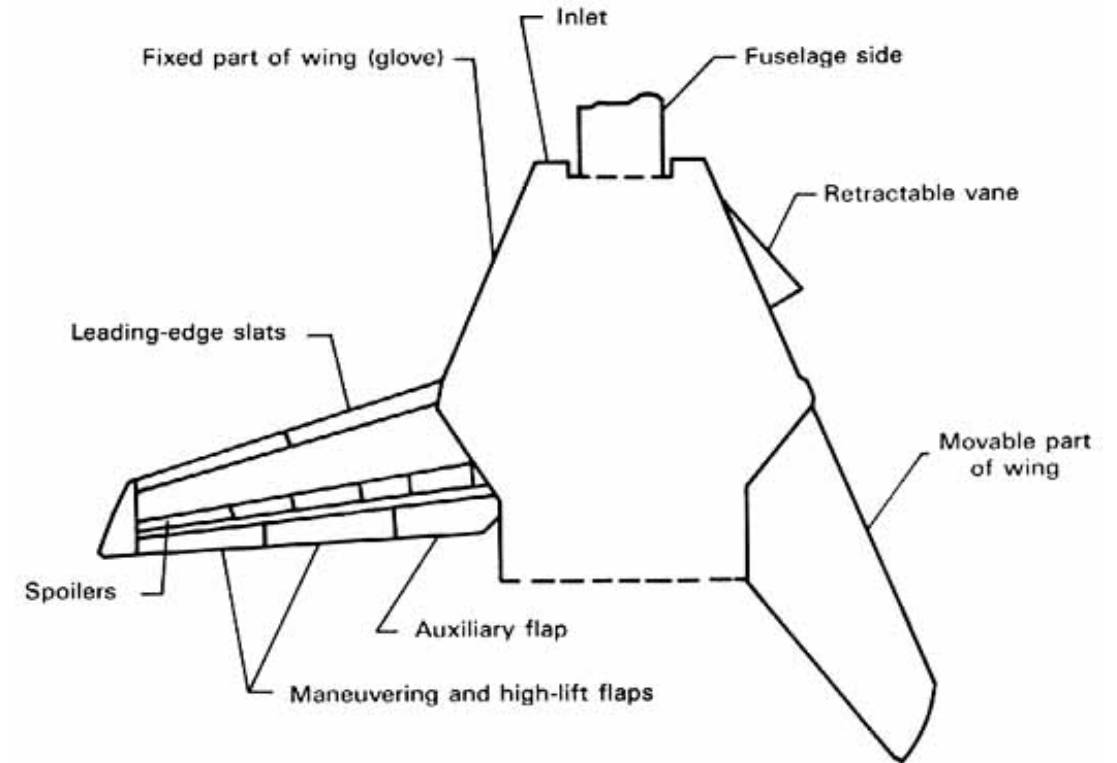
- Rileva la presenza di fuoco o surriscaldamento all'interno del motore
- Il rilevamento avviene mediante un termistore, avvolto lungo tutto il motore
- Accensione segnale di pericolo FIRE

➤ **SISTEMA DI ESTINZIONE:**

- Rilevato l'incendio scarica nel motore materiale estinguente
- Due contenitori, tubazioni e ugelli per scaricare il materiale estinguente

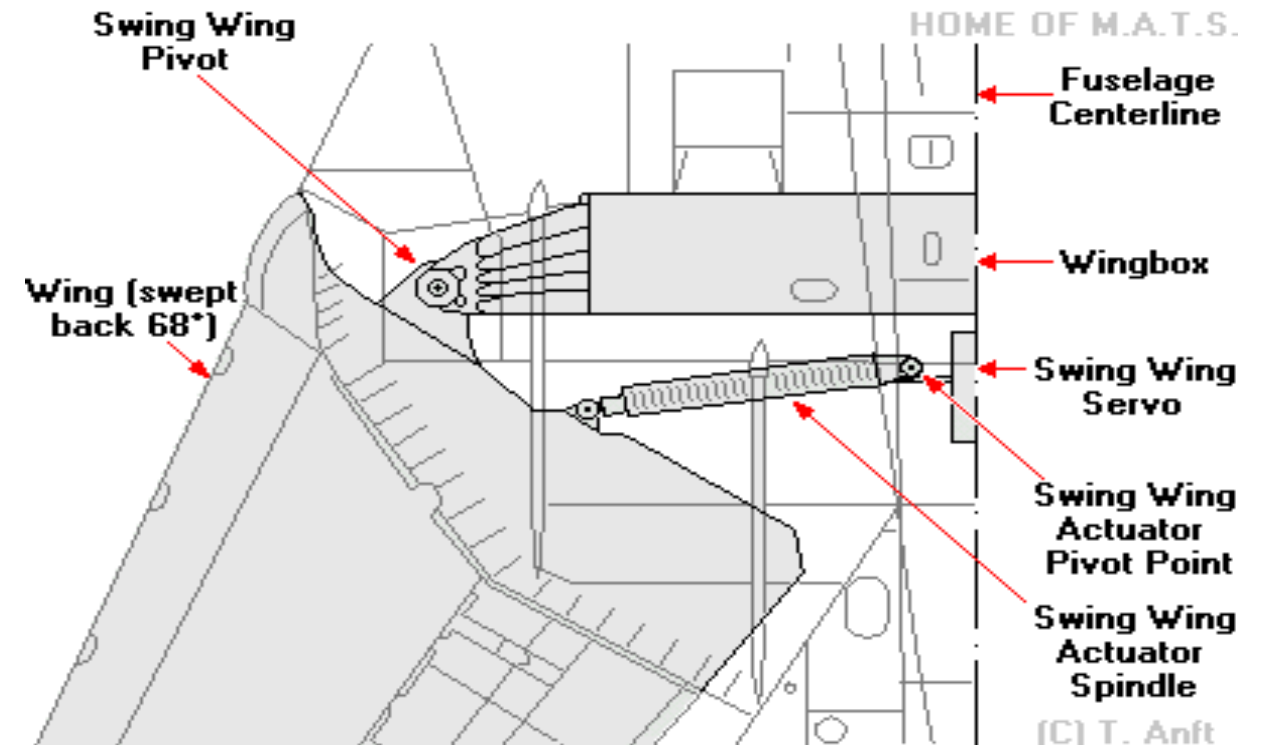


- ALLA BASE DELL' AERODINAMICA DELL'F-14
 - Aerodinamica progettata in funzione dei compiti che doveva assolvere: intercettore a lungo raggio, superiorità aerea
 - Il fulcro è rappresentato dall'ala a geometria variabile, il cui angolo di freccia viene modificato in base alle condizioni di volo per ottenere la configurazione più efficiente
 - Presenza di superfici di controllo: flaps, slats, spoilers, speedbrakers, glove vanes (F-14A)
 - Superfici aerodinamiche controllate mediante il Central Air Data Computer (CADC)



• L' ALA A GEOEMTRIA VARIABILE (WING SWEEP SYSTEM): CARATTERISTICHE GENERALI

- Variando l'angolo di freccia permette di controllare il rapporto portanza-resistenza, ottimizzando le prestazioni del velivolo
- Angolo di freccia : da 20° a 68°
- Posizioni regolate o dal CADC o dal pilota stesso, inviando poi comandi agli attuatori idromeccanici
- Delle cavità ben sigillate accolgono le porzioni alari interne
- Modalità di controllo:
 - 1) AUTO
 - 2) Manual
 - 3) Bomb
 - 4) Emergency
 - 5) Oversweep

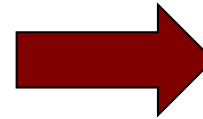


- L'ALA A GEOEMTRIA VARIABILE (WING SWEEP SYSTEM): AERODINAMICA GENERALE

➤ Configurazione regolata in funzione del regime di volo:

REGIME SUBSONICO (Mach<1):

- L'ala tende a configurarsi con un angolo di freccia pari a 20°
- Allungamento alare e C_l massimi (spessore percentuale 9%)



Resistenza indotta ridotta al minimo e portanza massima

REGIME SUPERSONICO (Mach>1):

- Angolo di freccia portato fino a 68°
- Aereo si trova all'interno del cono di Mach
- Spessore percentuale minimo (5%)



Resistenza d'onda ridotta al minimo, rischio di stallo d'urto diminuito

➤ Il posizionamento esterno dei perni fa sì che solo una parte dell'ala ruoti: punto di applicazione della portanza arretra di meno e si riduce il momento di beccheggio

➤ Configurazione ad angolo di freccia massimo per volo a bassa quota



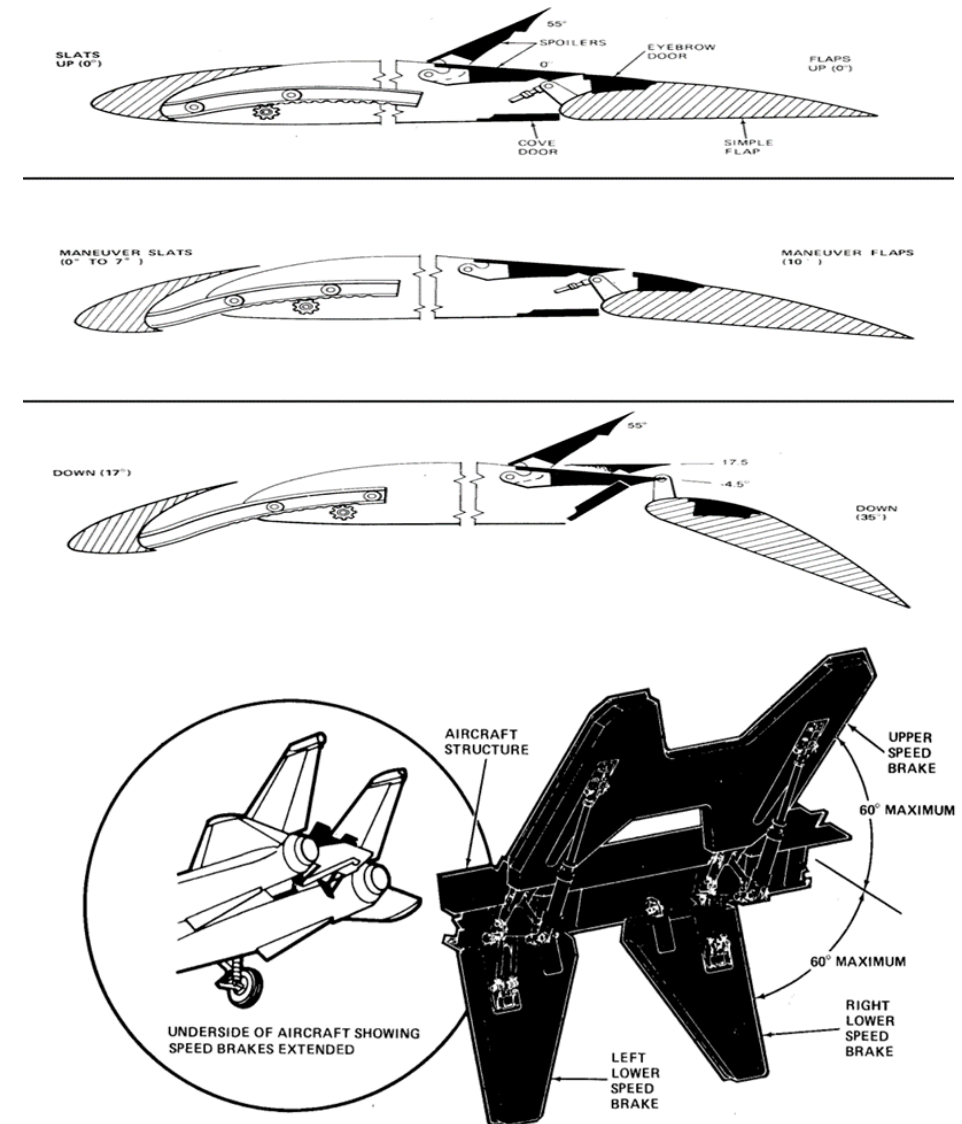
LE SUPERFICI DI CONTROLLO

- **FLAPS:** - Hanno la funzione di aumentare la portanza generata
 - Aiutano il velivolo in varie fasi di volo
 - Sono a singola fessura, tre per ogni ala: Flap principali (2) e flap ausiliari (1)

- **SLATS:** - Due sezioni per ogni ala, guidate tramite 7 binari ricurvi
 - Aumentano la portanza, e l'angolo di attacco massimo oltre il quale si ha lo stallo

- **SPOILERS:** - Aiutano il velivolo nel moto di rollio
 - Azionati nella fase di atterraggio per aumentare la resistenza

- **SPEEDBRAKERS:** - Tre pannelli posizionati a poppa
 - Creano una forte resistenza all'avanzamento in fase di atterraggio



- [1] NAPLOS FLIGHT MANUAL NAVY MODEL F-14D AIRCRAFT
- [2] Pierfrancesco Brunello, “Lezioni di Fisica Tecnica ”, 2022, EdiSES Edizioni S.r.l.-Napoli
- [3] Haagen Klaus, “F-14 Tomcat in detail & scale”, 2022, DETAIL & SCALE AVIATION
- [4] HOME OF M.A.T.S. Reference Work-by Torsten Anft; <http://www.anft.net/f-14/>
- [5] NTRS-NASA Technical Reports Server; <https://ntrs.nasa.gov>
- [6] Heatblur Simulation; <https://www.heatblur.se/F-14Manual/general.html>
- [7] The University of Texas at Austin;
<https://cloud.wikis.utexas.edu/wiki/spaces/RMD/pages/51053963/2.+System+Architecture+and+Inputs+F-14+Wing+Sweep#:~:text=During%20flight%2C%20the%20operational%20wing,the%20sweep%20of%20each%20wing>
- [8] GE Aerospace; <https://www.geaerospace.com/military-defense/engines/f110>