



UNIVERSITÀ  
DEGLI STUDI DI TRIESTE

*Vittorio BUCCI*

**Progetto di impianti di propulsione navale**

## **6.1 RICHIAMI E TERMINOLOGIA**

---

Anno Accademico 2017/2018

# Impianti di propulsione navale

## Turbine a gas

**Le turbine a gas trasformano l'energia chimica del combustibile in energia meccanica disponibile all'albero di uscita della macchina.**

**Questa trasformazione avviene in due passaggi : dapprima l'energia chimica del combustibile viene trasformata in energia termica con un processo di combustione fra il combustibile e il fluido operativo (aria), quindi l'energia termica viene convertita in energia meccanica.**

**Esistono diversi tipi di cicli termodinamici utilizzabili nelle turbine a gas.**

**Il ciclo di Brayton semplice si presta in modo soddisfacente alle applicazioni navali in virtù della sua semplicità concettuale e della facile condotta delle macchine che lo realizzano.**

**La turbina a gas che opera secondo il ciclo di Brayton semplice può conseguire un consumo specifico alla potenza massima di circa 0.240 kg/kW h con un rapporto di compressione di circa 16:1 e un combustibile avente potere calorifico inferiore di 42800 kJ/kg.**

# Impianti di propulsione navale

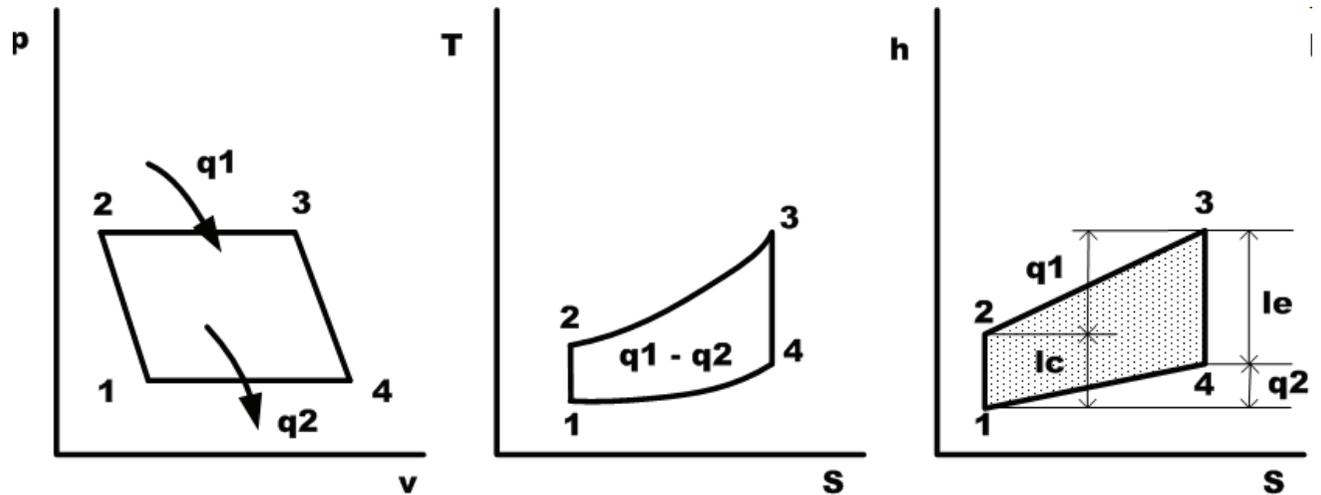
Nel **ciclo di Brayton semplice** il fluido operativo è soggetto alle seguenti fasi :

- aspirazione dall'esterno,
- compressione dalla pressione atmosferica alla pressione di combustione, variabile da 10 a 30 bar,
- combustione a pressione costante e ad alta temperatura (attorno ai 1200 – 1500 K) dopo l'iniezione del combustibile nella camera di combustione,
- espansione fino alla pressione atmosferica,
- scarico a pressione costante all'esterno.

L'ipotesi che **il ciclo sia ideale** comporta che :

- compressione ed espansione siano adiabatiche e reversibili (ossia isentropiche),
- non ci siano cadute di pressione entro i componenti della macchina (ingresso aria, camera di combustione, scarico),
- il fluido operativo sia un gas perfetto con calori specifici costanti,
- il calore sia introdotto da una fonte esterna e non da un processo di combustione interno alla macchina,
- il calore sia sottratto da una sorgente fredda esterna e non eliminato assieme al fluido operativo nell'ambiente esterno
- la massa del fluido nel ciclo sia costante, ossia si trascuri la massa del combustibile aggiunto.

# Impianti di propulsione navale



**Ciclo di Brayton semplice ideale**

Il rendimento dipende solo dal rapporto di compressione  $\beta$  : 
$$\eta = 1 - \frac{1}{(\beta)^{\frac{k-1}{k}}}$$

# Impianti di propulsione navale

## Rendimento del ciclo di Brayton semplice ideale

Il calore  $q_1$  viene assunto a pressione costante fra le temperature  $T_3$  e  $T_2$

Il calore  $q_2$  viene ceduto a pressione costante fra le temperature  $T_4$  e  $T_1$

Quindi :

$$\eta = \frac{q_1 - q_2}{q_1} = 1 - \frac{q_2}{q_1} = 1 - \frac{c_p (T_4 - T_1)}{c_p (T_3 - T_2)} = 1 - \frac{T_1 \left( \frac{T_4}{T_1} \right)^{\gamma - 1}}{T_2 \left( \frac{T_3}{T_2} \right)^{\gamma - 1}}$$

Si dimostra che :  $\frac{T_2}{T_1} = \frac{T_3}{T_4} = \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}$  ove :  $\gamma = \frac{c_p}{c_v}$

Quindi :  $\eta = 1 - \frac{T_1}{T_2} = 1 - \frac{1}{\left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}} = 1 - \frac{1}{(\beta)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}}$  ove :  $\frac{p_2}{p_1} = \beta$

# Impianti di propulsione navale

**Da un punto di vista costruttivo le turbine a gas sono costituite da una condotta di aspirazione dell'aria, un compressore, una camera di combustione, una turbina e una condotta di scarico.**

**Nella sua forma più semplice, la turbina è connessa sia al compressore che alla macchina trascinata (carico). Tale turbina è denominata "ad un asse". Le turbine di questo tipo sono usate prevalentemente per azionare generatori elettrici a velocità costante. Se il momento resistente applicato all'albero di uscita della turbina aumenta, la turbina tende a rallentare e, a causa del collegamento diretto fra turbina e compressore, anche quest'ultimo rallenta e può non essere più in grado di fornire aria a pressione sufficiente.**

**Per tale ragione le turbine destinate ad azionare l'asse elica sono invariabilmente del tipo "a due assi". In esse si distinguono due moduli meccanicamente indipendenti : il generatore di gas e la turbina di potenza. Nei casi più semplici ("single spool gas generator"), il generatore di gas è costituito da compressore, camera di combustione e turbina di azionamento del compressore.**

**La turbina di potenza è collegata ad un albero indipendente connesso al carico. Vi sono esempi di turbine a due assi in cui il generatore di gas è costituito da due compressori azionati da due turbine tramite alberi concentrici ("twin spool gas generator").**

# Impianti di propulsione navale

**Da un punto di vista termodinamico, i cicli delle turbine ad asse singolo e doppio sono equivalenti.**

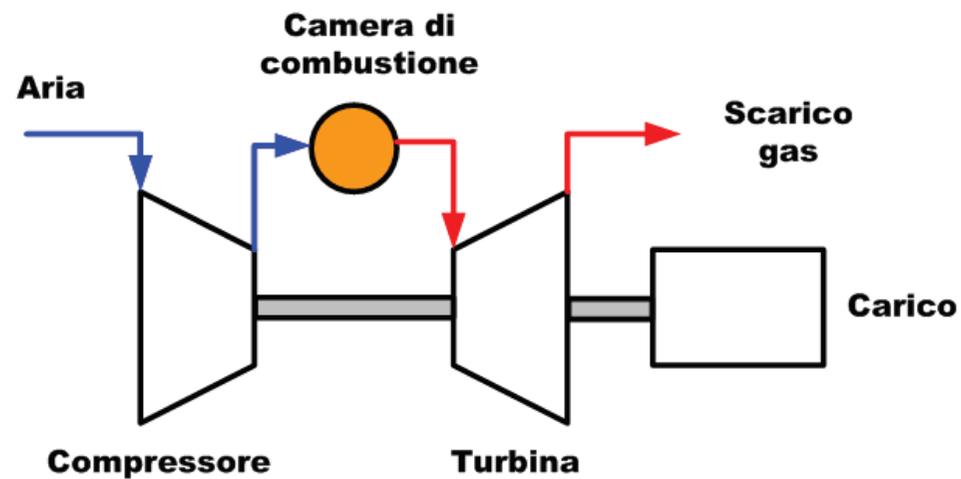
**La potenza totale sviluppata dalla turbina viene suddivisa fra potenza assorbita dal compressore e potenza assorbita dal carico esterno.**

**La velocità di uscita è compresa fra 3000 e 7000 giri al minuto, pertanto per l'azionamento dell'elica è necessario un riduttore di giri.**

**Al fine di mantenere la temperatura dei gas dopo la combustione ad un livello accettabile, è necessario che la turbina a gas funzioni con un eccesso d'aria molto elevato se paragonato a quello impiegato nei motori diesel o nelle caldaie.**

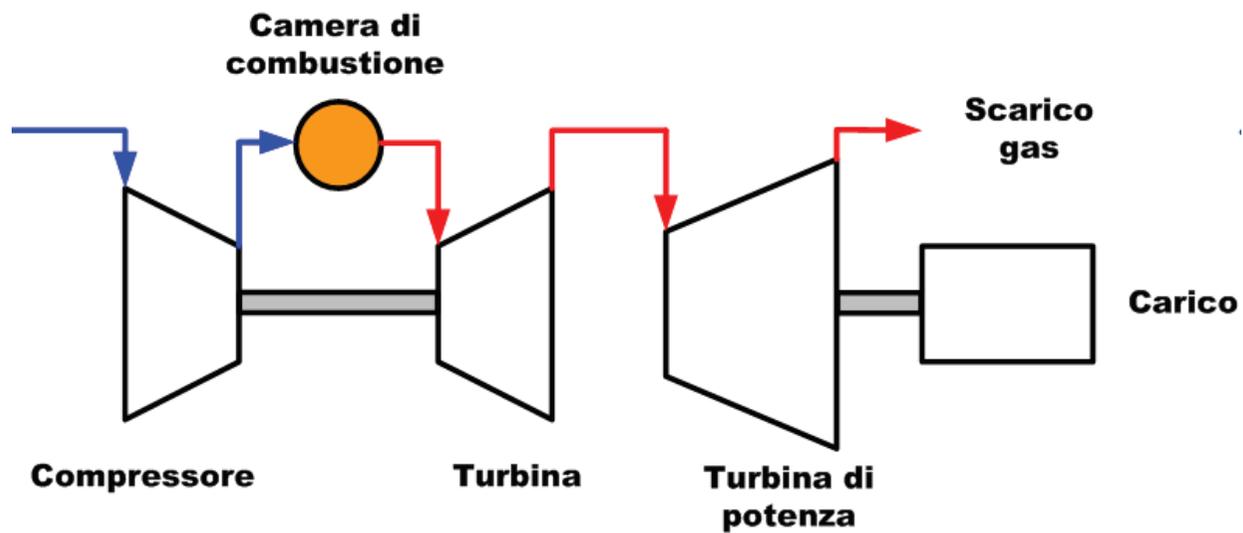
# Impianti di propulsione navale

## Turbina a ciclo semplice ad asse singolo



# Impianti di propulsione navale

## Turbina a ciclo semplice a due assi



# Impianti di propulsione navale

**Il ciclo semplice diviene ciclo rigenerativo con l'aggiunta di un recuperatore che consente di trasferire calore dai gas di scarico all'aria compressa che entra nella camera di combustione.**

**In tale caso, ottimizzando il rapporto di compressione, si riduce la quantità di combustibile necessaria e si aumenta il rendimento del ciclo dal 20 al 30%.**

**I vantaggi del ciclo rigenerativo diminuiscono aumentando il rapporto di compressione poichè la quantità di calore trasferibile dai gas di scarico all'aria di combustione diminuisce all'aumentare della temperatura dell'aria.**

**La maggior parte delle turbine a gas con recuperatore ha rapporti di compressione compresi fra 7 e 12.**

**Il rendimento del ciclo è influenzato anche dal rendimento e dalle perdite di carico del recuperatore.**

# Impianti di propulsione navale

Si dimostra che il rendimento del ciclo Brayton rigenerativo ideale è dato da :

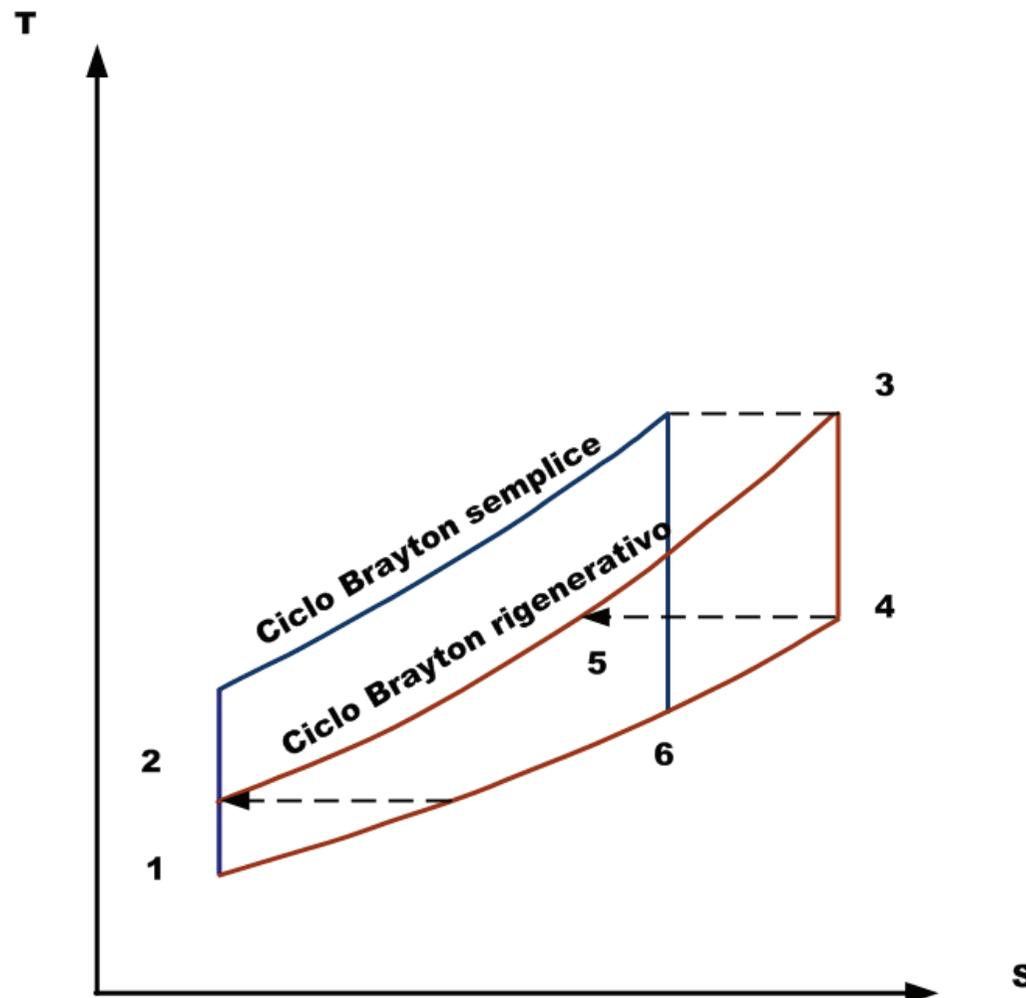
$$\eta = 1 - \frac{(\beta)^{\frac{k-1}{k}}}{\tau}$$

ove :

$$\frac{p_2}{p_1} = \beta \quad \frac{T_3}{T_1} = \tau$$

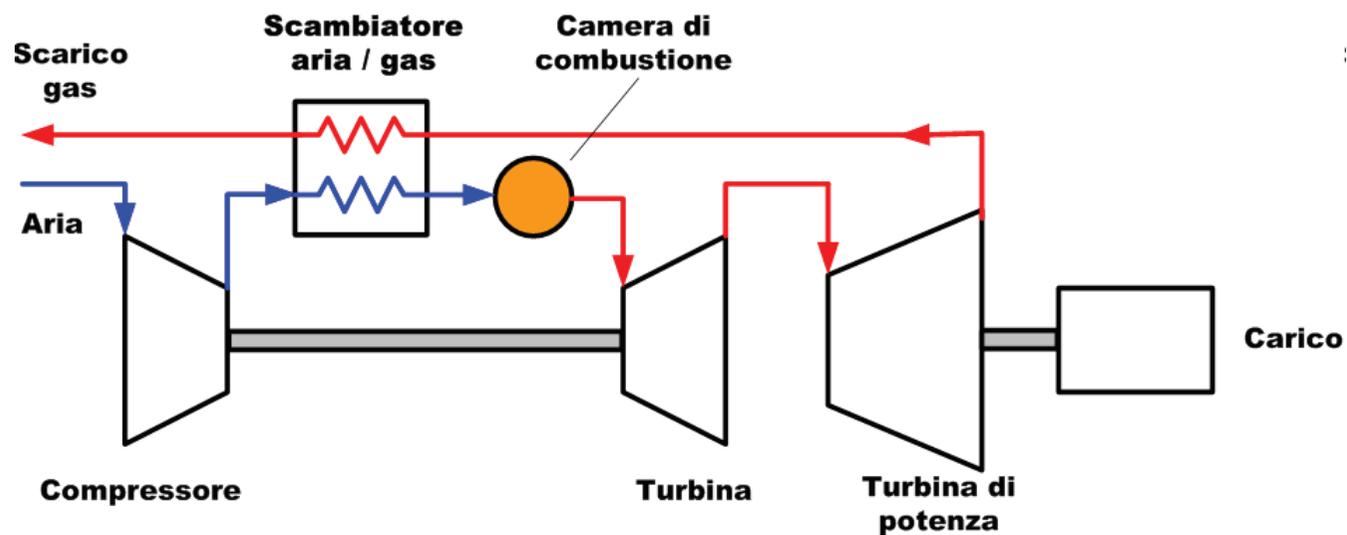
Il rendimento dipende sia da  $\beta$  che da  $\tau$  e inoltre, contrariamente al ciclo semplice, decresce al crescere di  $\beta$ .

I cicli a rigenerazione sono caratterizzati da rapporti  $\beta$  più bassi rispetto ai cicli semplici: pertanto in essi la temperatura allo scarico è maggiore e ciò favorisce il recupero del calore.



# Impianti di propulsione navale

## Turbina a ciclo rigenerativo

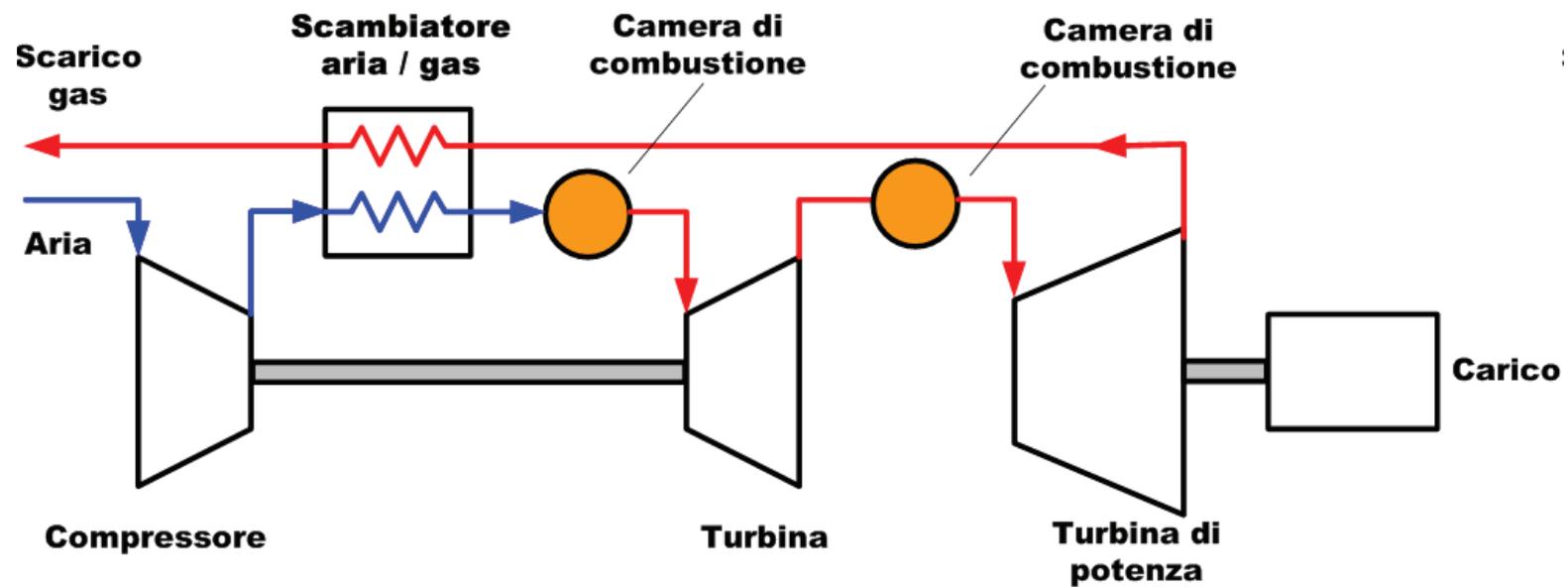


# Impianti di propulsione navale

**E' possibile adottare un ciclo rigenerativo con due fasi di combustione successive. Tale ciclo si realizza aggiungendo un combustore secondario fra la turbina di alta pressione e la turbina di potenza in modo da riscaldare i gas di combustione riportando la loro temperatura all'ingresso della turbina di potenza ad un valore quasi prossimo a quello della temperatura all'ingresso della turbina di alta pressione. Ciò ha l'effetto di aumentare l'energia disponibile nella turbina di potenza; il miglioramento del consumo specifico non è tuttavia sostanziale a causa delle perdite di carico introdotte dal combustore aggiunto.**

# Impianti di propulsione navale

## Turbina a ciclo rigenerativo con due combustori



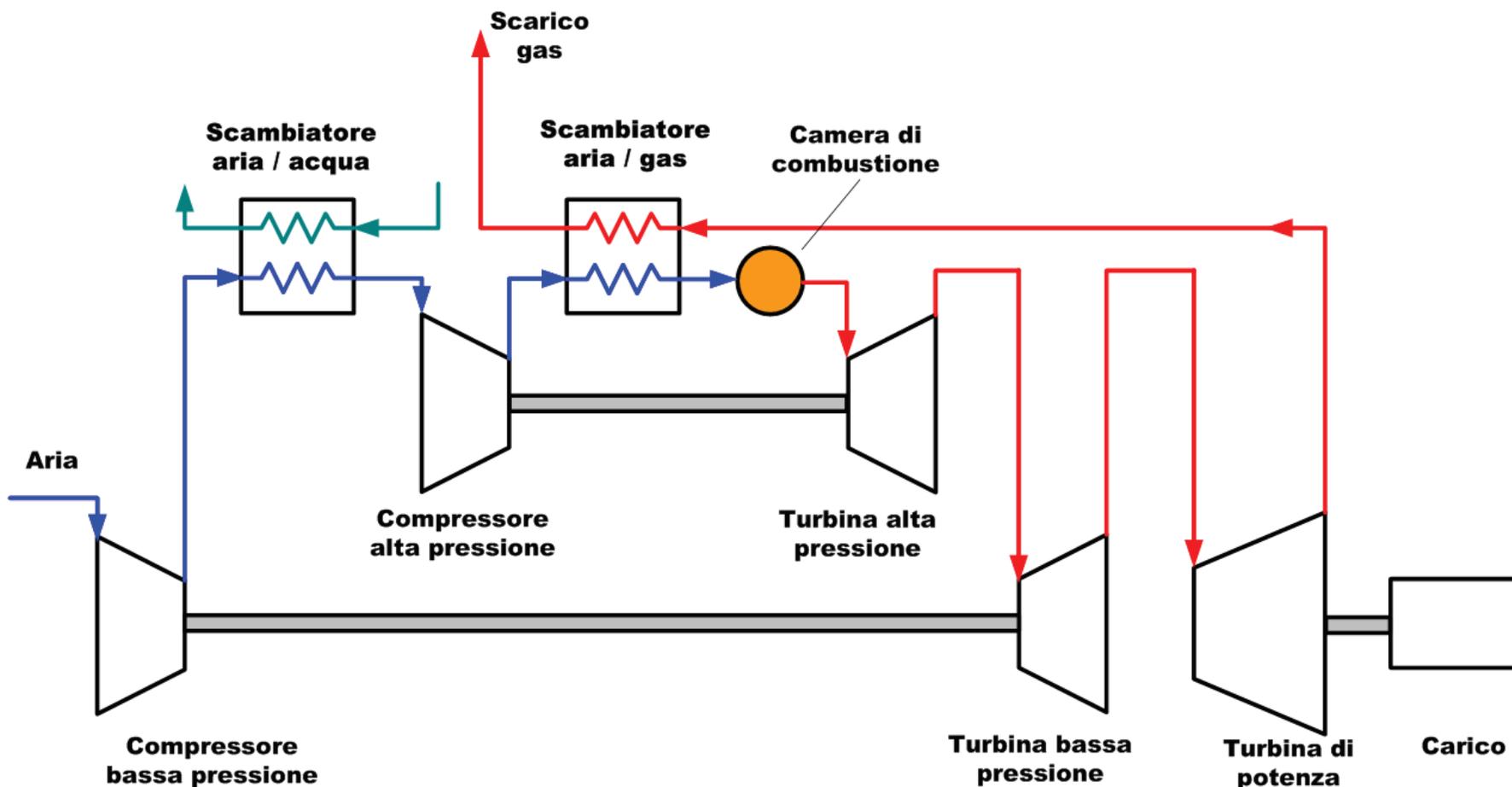
# Impianti di propulsione navale

**Per ottenere maggiori rendimenti con elevati rapporti di compressione si adotta la refrigerazione intermedia dell'aria fra il compressore di bassa e quello di alta pressione. Il refrigerante dell'aria è di regola uno scambiatore di calore a circolazione d'acqua. In tal modo si riduce la quantità di lavoro richiesta dal compressore per realizzare il medesimo rapporto di compressione poichè il volume dell'aria viene ridotto. La refrigerazione intermedia determina inoltre una diminuzione della temperatura dell'aria all'uscita del compressore di alta pressione e con ciò rende più efficace l'azione del recuperatore nel trasferire il calore dai gas di scarico all'aria di combustione.**

**La combinazione di refrigerazione intermedia e recupero di calore produce significativi incrementi di rendimento con elevati rapporti di compressione rispetto al ciclo rigenerativo senza refrigerazione intermedia.**

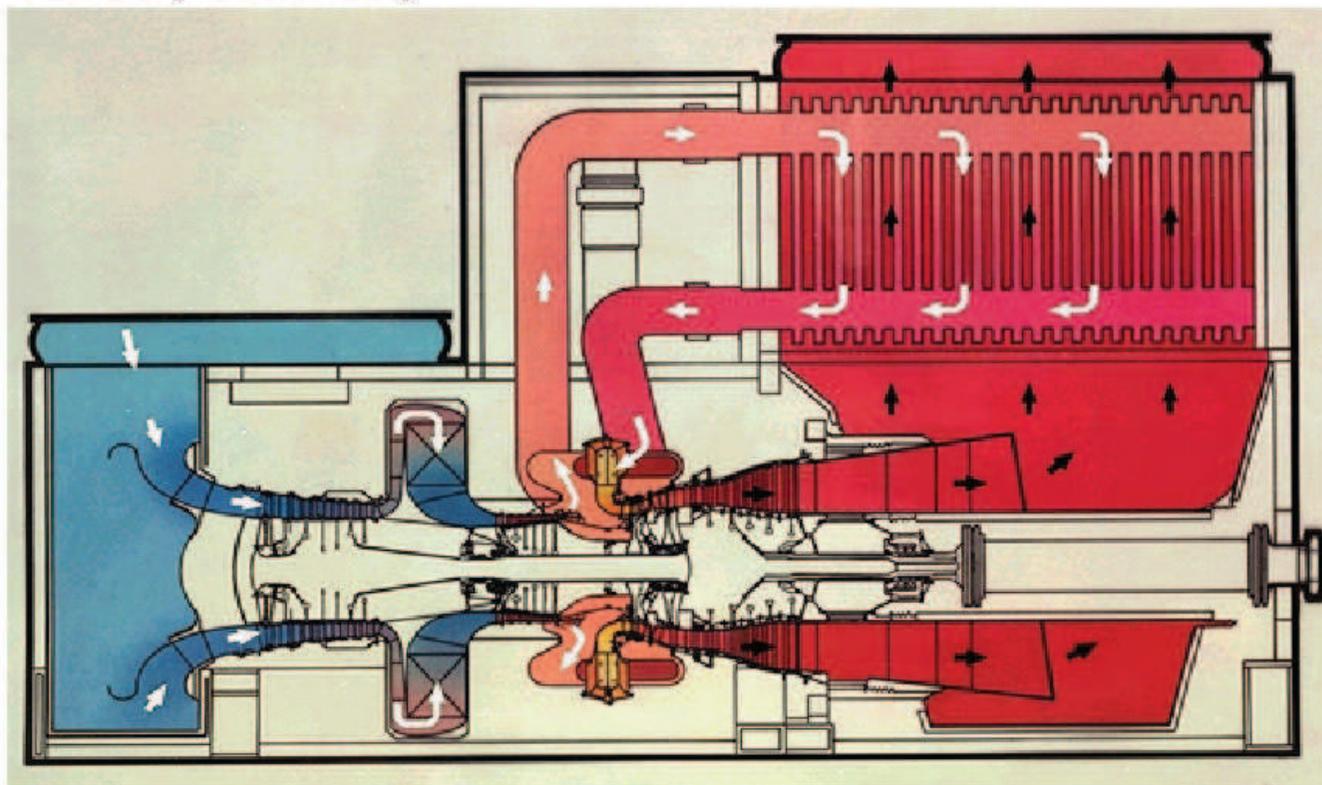
# Impianti di propulsione navale

## Turbina a ciclo rigenerativo con interrefrigerazione



# Impianti di propulsione navale

## ICR (WR-21)



# Impianti di propulsione navale

**Il ciclo ideale non tiene conto delle perdite che si verificano nel sistema. Si tratta principalmente di perdite di pressione dovute all'attrito della corrente fluida sulle superfici e alla resistenza di forma delle palettature, di perdite di calore per combustione imperfetta e di lavoro perduto per l'attrito nei cuscinetti. Per tenerne conto si introducono nel calcolo del rendimento termico del ciclo reale i rendimenti delle singole parti che compongono la macchina :**

- 1)  $\eta_c$       **rendimento adiabatico effettivo del compressore, pari al rapporto fra lavoro corrispondente alla compressione adiabatica e lavoro effettivamente speso all'albero del compressore;**
- 2)  $\eta_e$       **rendimento adiabatico effettivo della turbina, pari al rapporto fra lavoro effettivamente disponibile all'albero della turbina e lavoro corrispondente all'espansione adiabatica;**
- 3)  $\eta_{cc}$      **rendimento della combustione, pari al rapporto fra calore introdotto nel ciclo e calore corrispondente alla quantità di combustibile consumata.**

# Impianti di propulsione navale

**Lavoro adiabatico di compressione**

$$h_2 - h_1 = l_c$$

**Lavoro reale di compressione :**

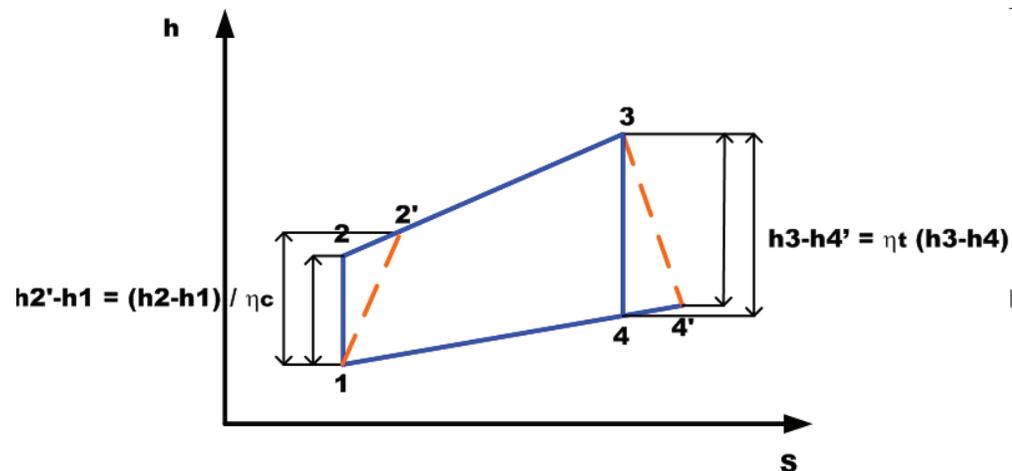
$$h_{2'} - h_1 = \frac{l_c}{\eta_c}$$

**Lavoro adiabatico di espansione :**

$$h_3 - h_4 = l_e$$

**Lavoro reale di espansione :**

$$h_3 - h_{4'} = \eta_t l_e$$



**Ciclo di Brayton semplice con perdite**

# Impianti di propulsione navale

Il rendimento del ciclo reale è espresso dal rapporto fra lavoro utile reale e calore corrispondente al combustibile consumato :

$$\eta_r = \frac{l_{u_r}}{q_{1_r}}$$

Essendo :

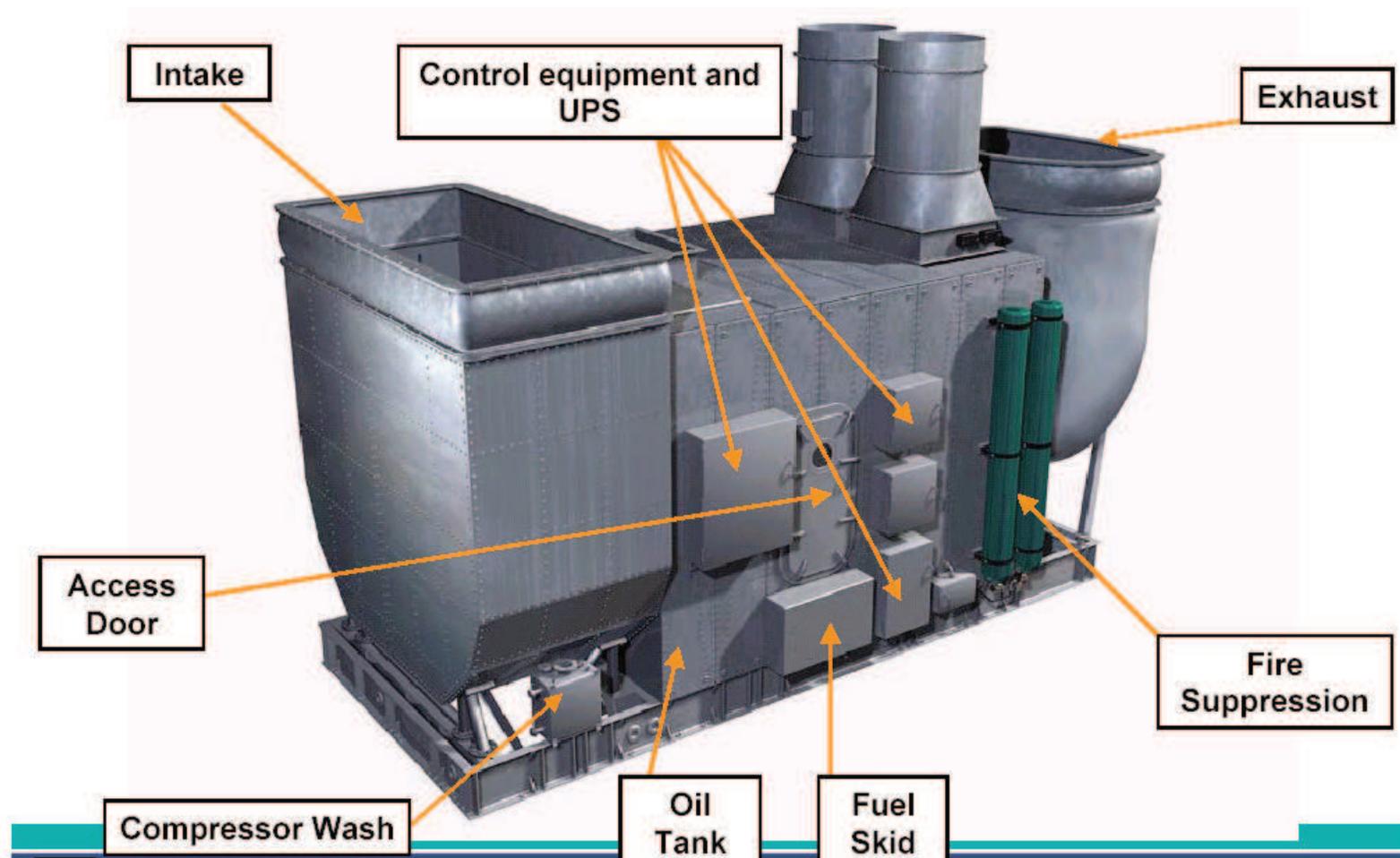
$$l_{u_r} = \eta_t l_e - \frac{l_c}{\eta_c} \quad q_{1_r} = \frac{q_1}{\eta_{cc}}$$

Si avrà :

$$\eta_r = \eta_{cc} \frac{\eta_t l_e - \frac{l_c}{\eta_c}}{q_1}$$

# Impianti di propulsione navale

## Rolls-Royce MT30 Gas Turbine



# Impianti di propulsione navale

## Rolls-Royce MT30 Gas Turbine

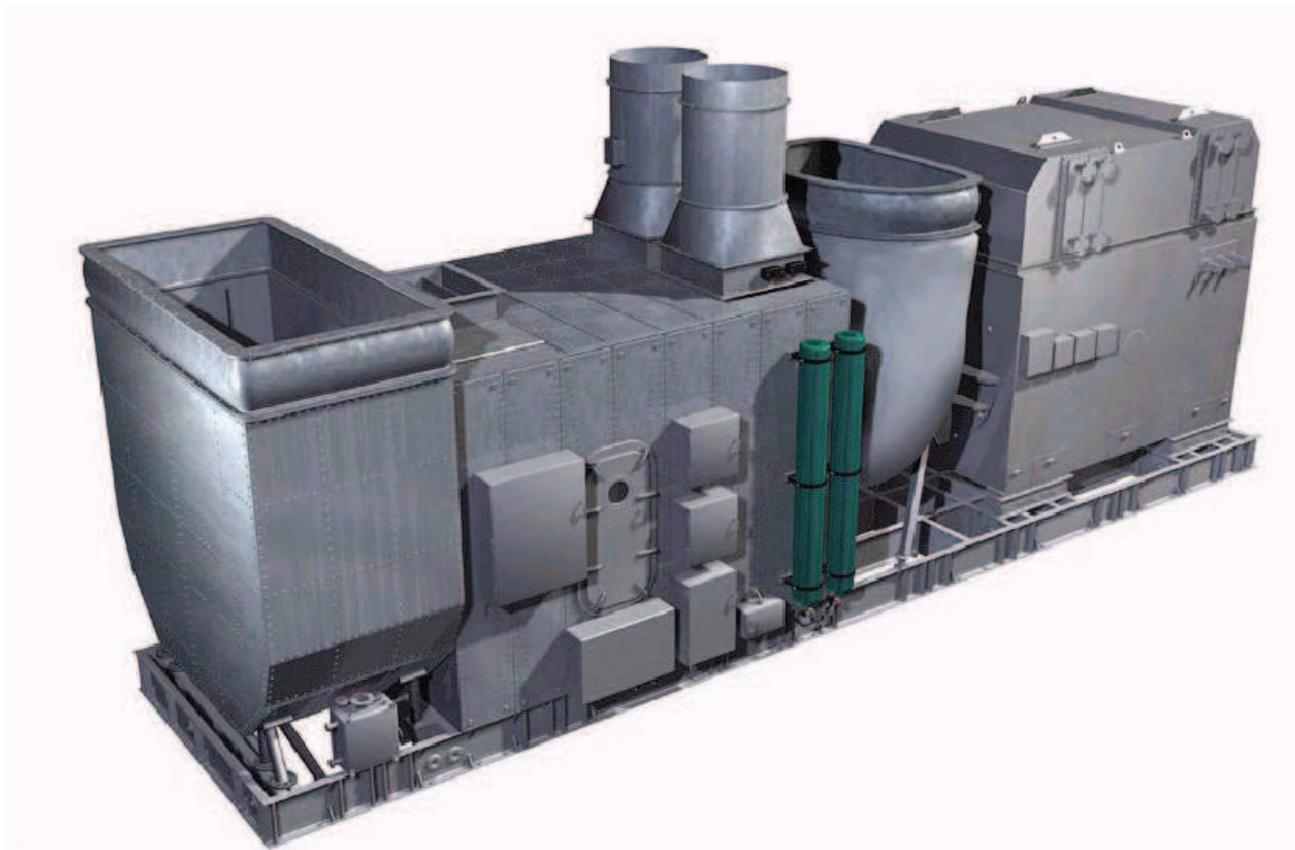
- **36 MW @ 26°C with losses**
- **Over 40% thermal efficiency**
- **Commercially available fuel**
- **Marine Gas Oil**
- **Dual fuel capability**
- **Dimensions and weights**
- **26 tonne package (dry)**
- **8.6m L X 3.8m W X 4.0m H**
- **Core gas turbine: 6 tonne, 2.8 m**

## Rolls-Royce MT30 Genset

- **36 MWe @ 26°C installed**
- **Over 40% thermal efficiency**
- **Dual fuel capable**
- **Power fully retained through engine overhaul cycle**
- **No operational limitations**
- **Time Between Overhauls (TBO):**
  - **24 000 (hot end);**
  - **48 000 hours (engine)**

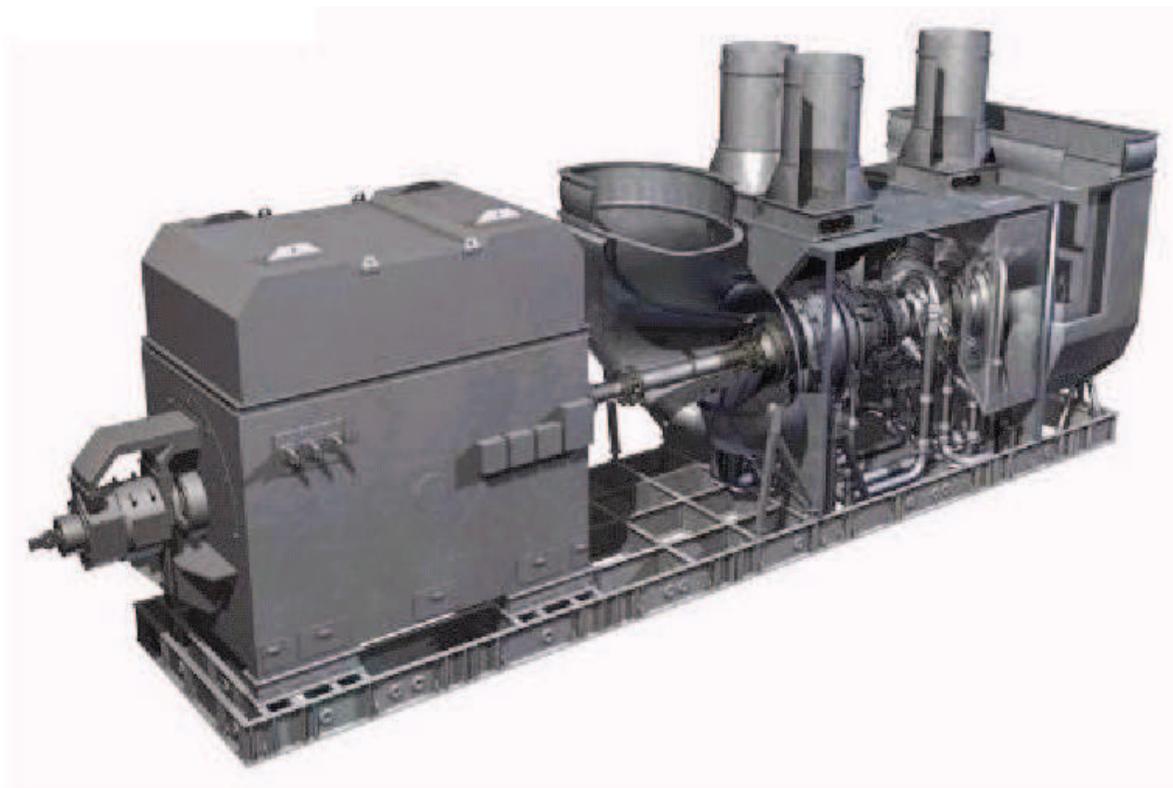
# Impianti di propulsione navale

## Rolls-Royce MT30 Genset



# Impianti di propulsione navale

## Rolls-Royce MT30 Genset



# Impianti di propulsione navale

## Consumo di combustibile

**Nella figura 2 sono riportate le linee di consumo combustibile costante in funzione della velocità di rotazione e della potenza erogata dalla turbina.**

**Nella figura 3 è riportato l'andamento del consumo specifico del combustibile lungo la cubica teorica dell'elica.**

**Si nota che il consumo specifico aumenta rapidamente al diminuire del carico. La ragione di ciò sta nel fatto che, ai carichi parziali, il consumo d'aria nella turbina diminuisce molto più lentamente del consumo di combustibile.**

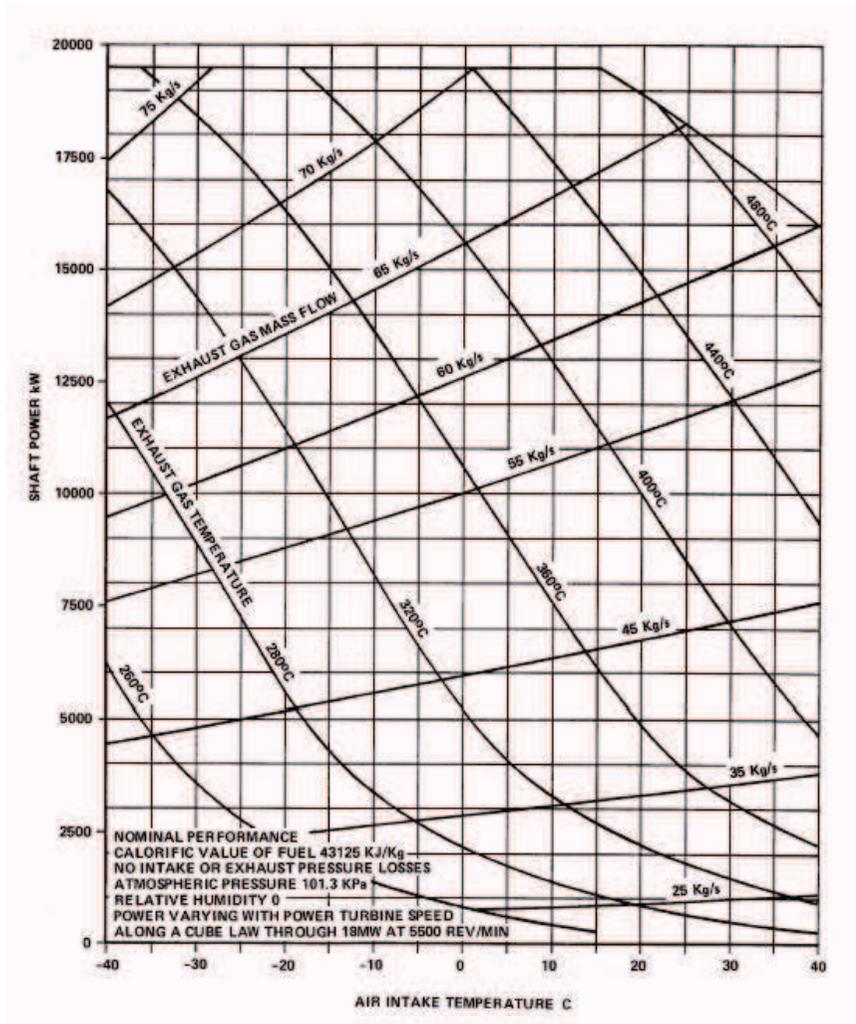
**In altre parole, l'eccesso d'aria cresce rapidamente ai carichi parziali.**

$$\text{Eccesso d'aria} = \frac{\text{Rapporto effettivo aria / combustibile}}{\text{Rapporto teorico aria / combustibile}}$$

**Il rapporto teorico si aggira sui 14.5 kg aria / kg combustibile.**

**L'aumento dell'eccesso d'aria provoca il raffreddamento dei gas della combustione e quindi, ai carichi parziali, non può essere mantenuta la temperatura di progetto dei gas all'ingresso della turbina. Ciò provoca un peggioramento del rendimento.**

# Impianti di propulsione navale

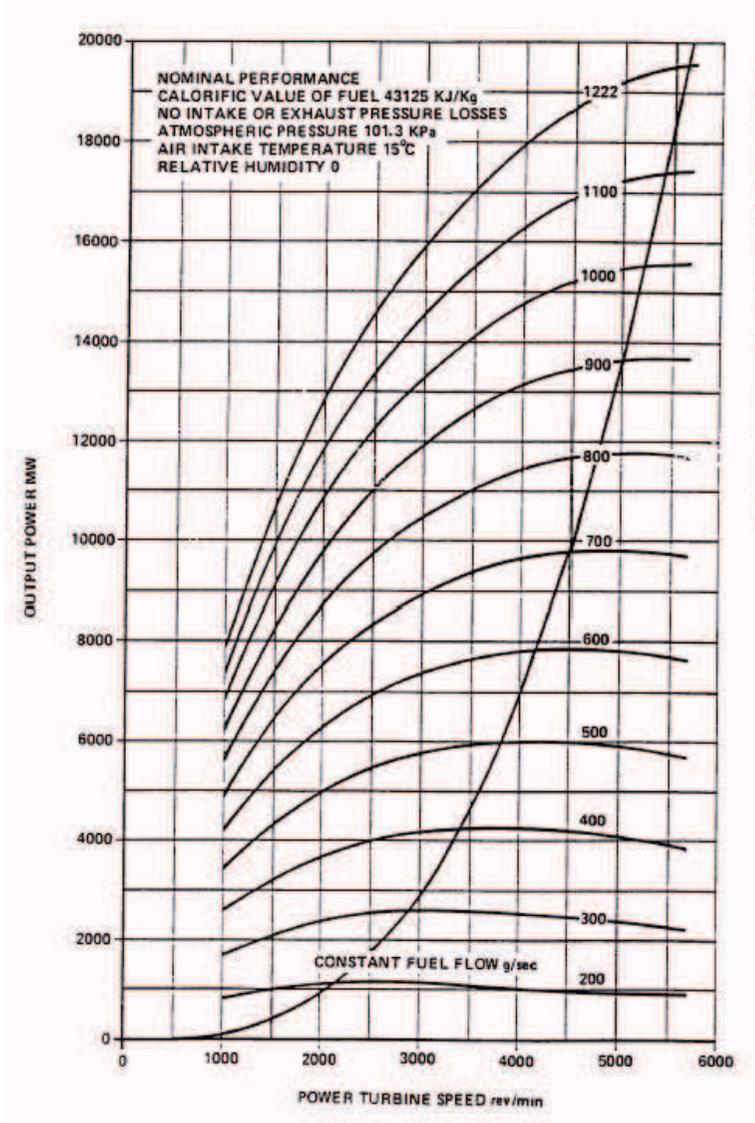


## Rolls-Royce SM1C Marine Propulsion Unit

Variatione delle condizioni dei gas di scarico in funzione della potenza erogata e della temperatura aria all'aspirazione.

Fig. 1

# Impianti di propulsione navale



Data: 15/01/2007

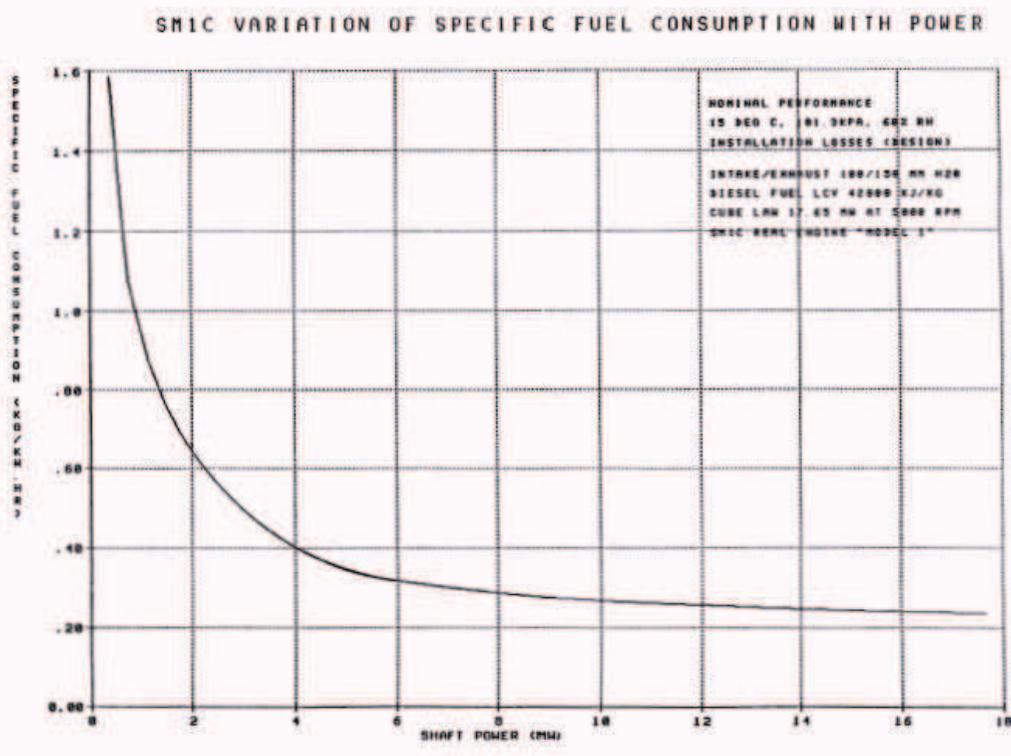


Fig. 3

**Rolls-Royce SM1C  
 Marine Propulsion Unit**

Fig. 2

# Impianti di propulsione navale

**Per mantenere costante la temperatura dei gas all'ingresso della turbina è necessario controllare la quantità d'aria che fluisce nella macchina. A tal fine si possono adottare statori con palettatura a geometria variabile nella turbina di potenza. Facendo diminuire la sezione di passaggio, il flusso d'aria si riduce e la temperatura dei gas all'ingresso della turbina si mantiene elevata determinando un rendimento migliore ai bassi carichi. Tale caratteristica è di notevole importanza per le turbine propulsive delle navi militari che, come noto, marciano a carichi relativamente ridotti per la maggior parte della navigazione.**

# Impianti di propulsione navale

## Effetti delle condizioni ambientali

**La potenza erogata dalla turbina è influenzata notevolmente dalle condizioni ambientali.**

**Quando la temperatura dell'aria ambiente cresce, è necessario ridurre la quantità di combustibile bruciata. Infatti, l'aumento di temperatura dell'aria provoca :**

- **una diminuzione della densità dell'aria e quindi della sua portata di massa;**
- **un aumento della temperatura dei gas che attraversano la macchina.**

**Riducendo il combustibile si mantiene la temperatura dei gas all'ingresso della turbina al di sotto del valore massimo accettabile ma si diminuisce notevolmente la potenza erogata dalla turbina.**

**Nella figura 4 è riportato l'andamento della potenza in funzione della temperatura ambiente. La riduzione di potenza in condizioni tropicali ( $t_{\text{aria}} = 45 \text{ }^{\circ}\text{C}$ ) è di circa il 25%.**

**La quantità di combustibile viene dosata in base alla temperatura d'ingresso dei gas nella turbina, che è una quantità fisica misurabile.**

# Impianti di propulsione navale

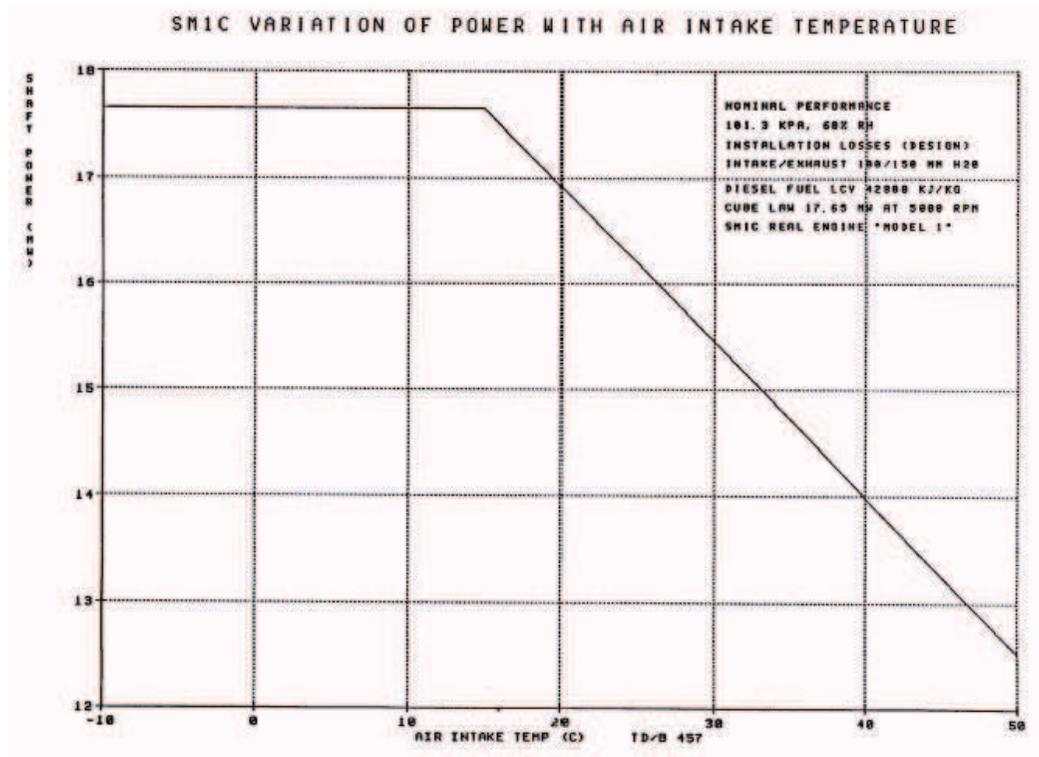


Fig. 4

**Rolls-Royce SM1C  
 Marine Propulsion Unit**

# Impianti di propulsione navale

**La turbina è sensibile anche alle variazioni di pressione atmosferica. Quando la pressione ambiente varia, la pressione all'aspirazione e allo scarico variano nello stesso senso. Una diminuzione della pressione ambiente provoca una diminuzione della densità dell'aria e quindi richiede una diminuzione della quantità di combustibile bruciata.**

**Le perdite di carico lungo il percorso dell'aria e dei gas determinano perdite di potenza. I costruttori riferiscono spesso le prestazioni della turbina a condizioni ideali in assenza di perdite di carico. Di conseguenza i valori della potenza sono troppo ottimistici e vanno ridotti per tener conto delle condizioni effettive in cui la turbina si trova ad operare. Ciò è di particolare importanza negli impianti navali in cui le condotte di aspirazione e scarico sono di notevole estensione.**

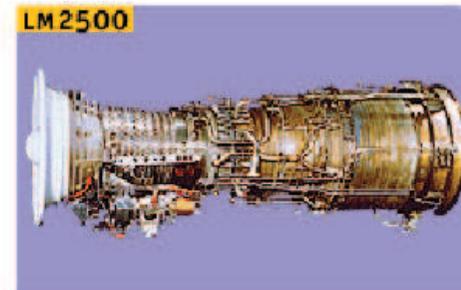
# Impianti di propulsione navale

**E' realistico assumere i seguenti valori delle perdite di carico :**

- **1% di perdite all'aspirazione (filtri, silenziatore, condotte aria), cui corrisponde :**
  - ❖ **2% diminuzione della potenza**
  - ❖ **1% aumento del consumo specifico**
  
- **1% di perdite allo scarico (condotte gas, silenziatore, perdita per velocità all'uscita) cui corrisponde :**
  - ❖ **1% diminuzione di potenza**
  - ❖ **1% aumento del consumo specifico**

# Impianti di propulsione navale

<b>LM2500 Turbine</b>		
Output	33,600 25,060	Shp KW
Specific Fuel Consumption (SFC)	0.373	Lb/shp-hr
Thermal Efficiency	37%	
Heat Rate	6,860 9,200 9,705	BTU/shp-hr BTU/kWs-hr KJ/kWs-hr
Exhaust Gas Flow	155	Lb/sec
Exhaust Gas Temp	1,051 566	° F ° C
Power Turbine Speed	3,600	rpm
Weight	10,300 4,682	lb kg
Length	21.4 6.52	ft m
Height	6.7 2.04	ft m



$$\text{Th. eff.} = \frac{3600}{\text{Heat Rate}^{\text{kJ/kWh}}}$$

- 1 ft = 0.3048 m
- 1 in = 25.4 mm
- 1 lb = 0.453592 kg

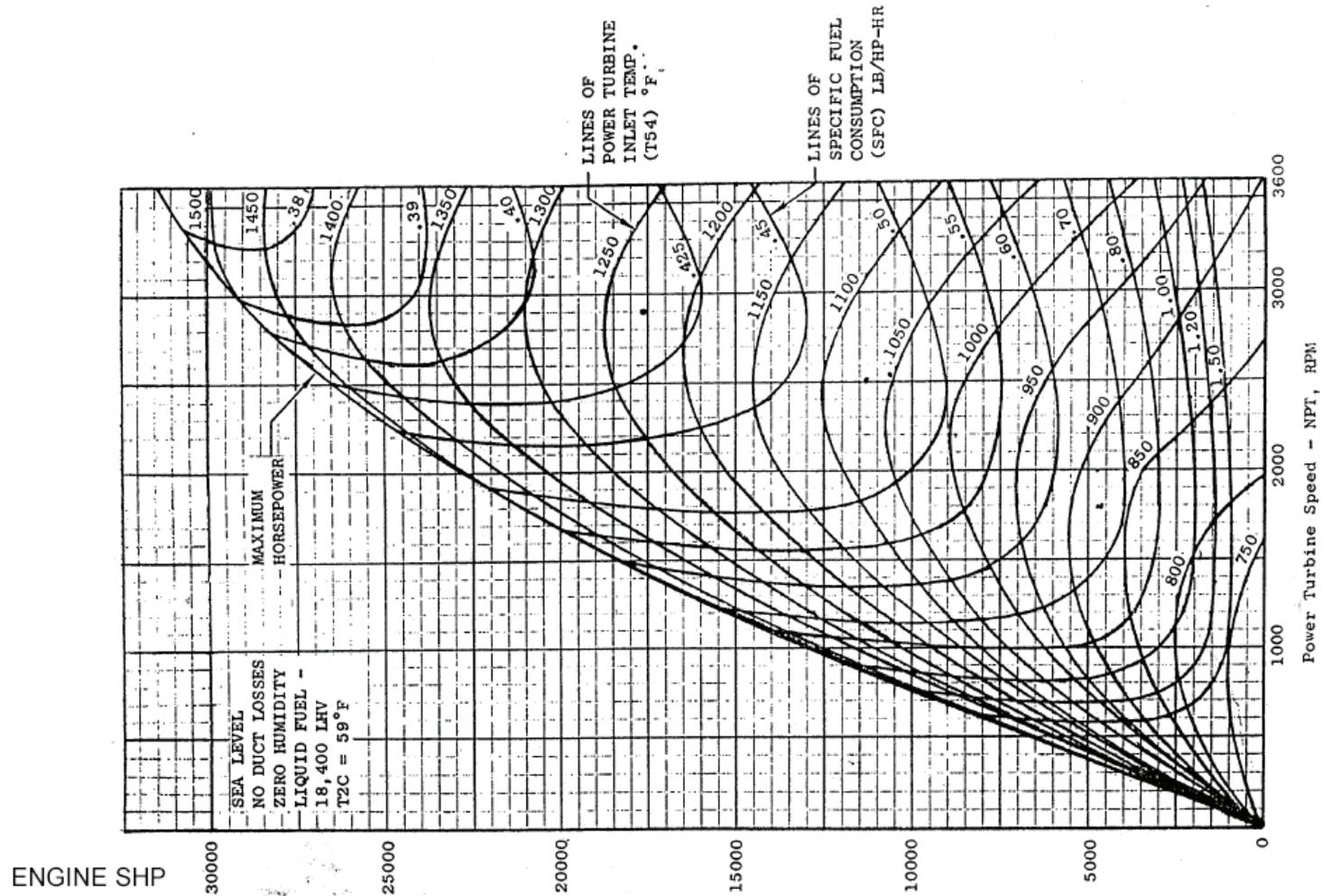
- 1 HP = 0.7457 kW
- 1 BTU = 1.05506 kJ
- °F = 9/5 °C + 32

- 1 in H2O = 0.249089 kPa
- 1 psi = 6.89476 kPa

1 lb/HP h = 0.6083 kg/kW h

# Impianti di propulsione navale

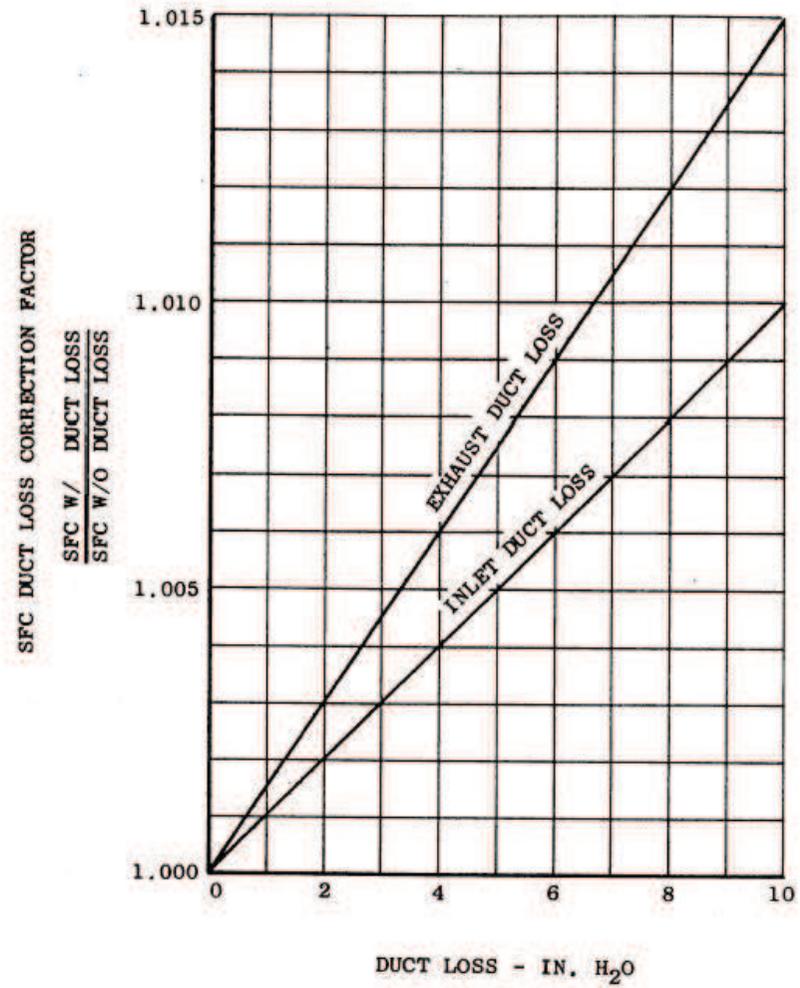
## LM2500 Characteristics



# Impianti di propulsione navale

## LM2500 Characteristics

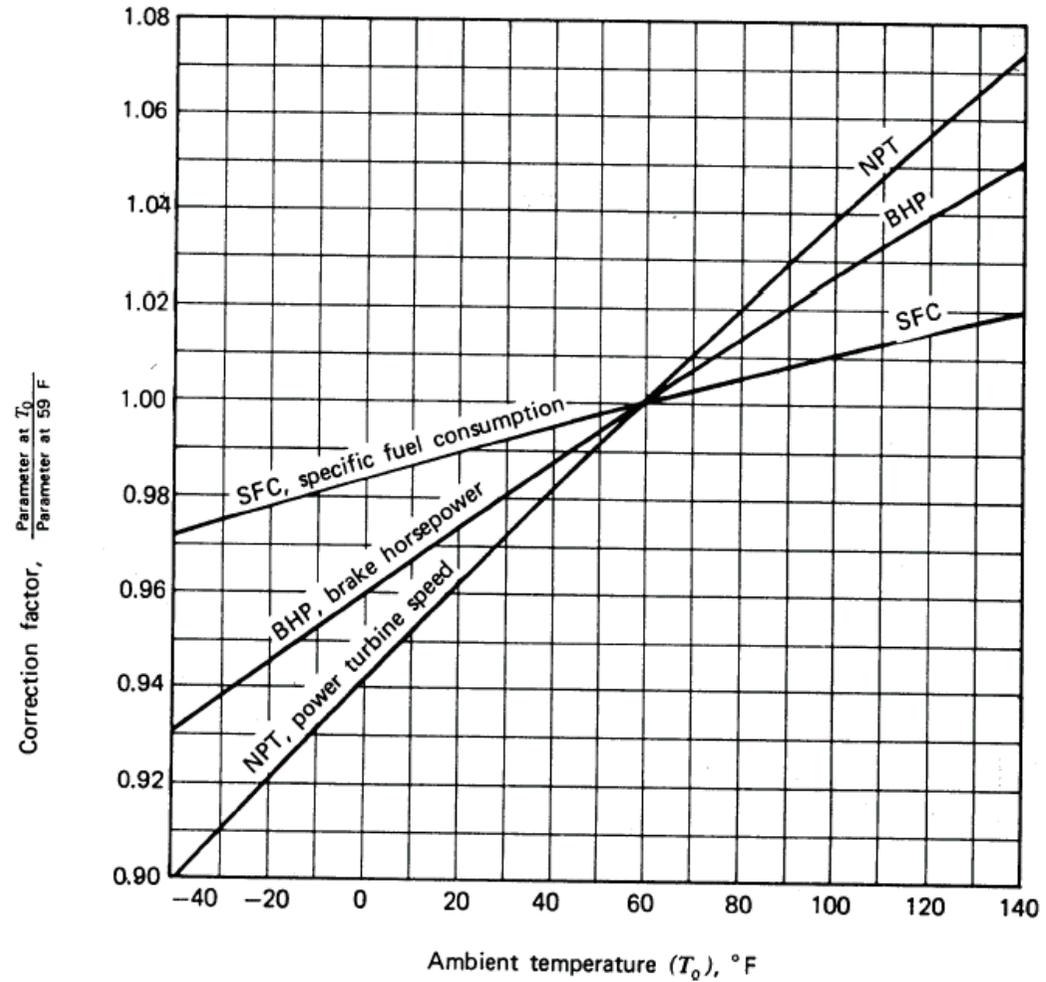
Corrections to specific fuel consumption for duct losses



# Impianti di propulsione navale

## LM2500 Characteristics

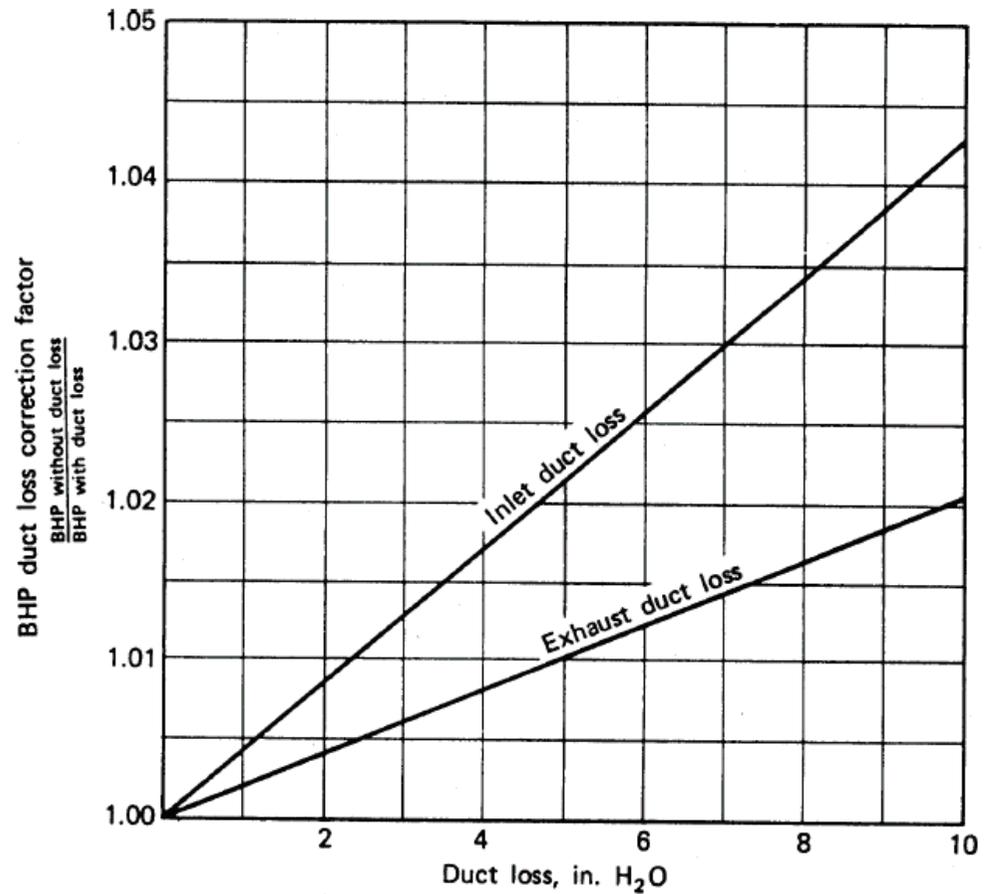
Corrections for ambient temperature



# Impianti di propulsione navale

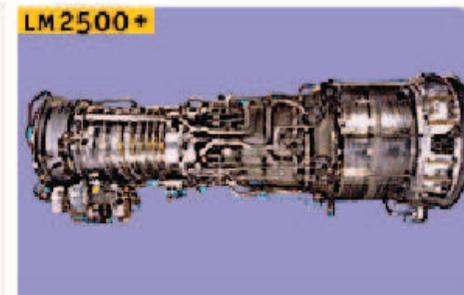
## LM2500 Characteristics

Corrections to rating  
for duct losses



# Impianti di propulsione navale

<b>LM2500+ Turbine</b>		
Output	40,500 30,110	Shp KW
Specific Fuel Consumption (SFC)	0.354	Lb/shp-hr
Thermal Efficiency	39%	
Heat Rate	6,522 8,746 9,227	BTU/shp-hr BTU/kWs-hr KJ/kWs-hr
Exhaust Gas Flow	189	Lb/sec
Exhaust Gas Temp	965 518	° F ° C
Power Turbine Speed	3,600	rpm
Weight	11,545 5,248	lb kg
Length	22 6.7	ft m
Height	6.7 2.04	ft m



# Impianti di propulsione navale

<b>LM6000 Turbine</b>		
Output	57,330 42,750	Shp KW
Specific Fuel Consumption (SFC)	0.329	Lb/shp-hr
Thermal Efficiency	42%	
Heat Rate	6,060 8,125 8,570	BTU/shp-hr BTU/kWs-hr KJ/kWs-hr
Exhaust Gas Flow	273	Lb/sec
Exhaust Gas Temp	853 456	° F ° C
Power Turbine Speed	3,600	rpm
Weight	18,010 8,170	lb kg
Length	24 7.3	ft m
Height	8.3 2.5	ft m



# Impianti di propulsione navale

## Installazione a bordo delle turbine a gas

**Nella maggior parte delle applicazioni navali, le turbine a gas sono montate su una sottobase indipendente e chiuse all'interno di una struttura cabinata.**

**La sottobase indipendente e la struttura cabinata fanno parte integrante del modulo della turbina a gas.**

**La chiusura della turbina a gas entro una cabina ha i seguenti scopi :**

- **minimizza i possibili danni meccanici alla macchina;**
- **attenua il rumore aereo irraggiato dalla turbina. I valori del rumore aereo emesso sono estremamente elevati e si situano nelle bande di frequenza più alta, per le quali l'orecchio umano è più sensibile. A bordo quindi, l'isolamento acustico della turbina è necessario;**
- **provvede all'isolamento termico e al raffreddamento. La cabina è dotata di un sistema di ventilazione che preleva l'aria tramite ventilatori dalla condotta dell'aria di combustione. L'aria calda viene scaricata nella condotta gas di scarico. La depressione allo scarico dovuta all'alta velocità dei gas rende superflua l'installazione di un estrattore;**
- **agisce da sistema di contenimento dell'incendio. A tale scopo la cabina è provvista di un sistema di rilevazione ed estinzione incendio indipendente;**

## Impianti di propulsione navale

**La cabina è dotata di porte di accesso per la manutenzione.**

**Il rumore strutturale della turbina a gas è basso e quindi, in applicazioni mercantili, la sottobase della turbina può essere fissata rigidamente a scafo. Nelle applicazioni militari, per le quali i limiti di rumorosità strutturale sono più stringenti, la sottobase è fissata elasticamente tramite resilienti. Il fissaggio elastico ha lo scopo aggiuntivo di proteggere la turbina dagli shock causati da esplosioni subacquee.**

**La potenza sonora emessa dalla turbina è approssimativamente proporzionale alle sue dimensioni e alla sua potenza.**

**La maggior parte del rumore emesso è di origine aerodinamica e si distribuisce nel campo delle alte frequenze, corrispondenti alle frequenze di passaggio delle pale di compressore e turbina.**

**Il rumore irraggiato dalla turbina nel locale apparato motore è inversamente proporzionale alla massa della cabina e può essere assorbito dalle isolazioni applicate alla medesima.**

**Il rumore irraggiato all'aspirazione e allo scarico può essere ridotto ai livelli usualmente richiesti con l'uso di silenziatori.**

**Nello specificare le prestazioni dei silenziatori, è importante che i livelli di pressione sonora emessi della turbina siano forniti per ogni banda di ottava e che la riduzione del rumore richiesta ad una distanza prefissata sia anch'essa specificata per banda di ottava.**

# Impianti di propulsione navale

## Spillamento d'aria

**Dalla maggior parte delle turbine è possibile spillare all'uscita del compressore fino al 10% dell'aria. Tale quantitativo d'aria, compressa a 3.5 – 9 bar, può essere impiegato per vari scopi :**

- **per l'avviamento di altre turbine,**
- **per alimentare i dispositivi antighiaccio posti sulle griglie di aspirazione dell'aria, utilizzati quando la temperatura ambiente è molto bassa,**
- **per attenuare la rumorosità delle eliche negli impianti militari.**

## Avviamento

**Uno dei maggiori pregi della turbina a gas è rappresentato dalla sua capacità di avviarsi in tempi molto rapidi. A differenza della turbina a vapore, la turbina a gas non ha masse rilevanti che devono essere riscaldate gradualmente e quindi l'intervallo di tempo necessario per portare la turbina alla massima potenza è legato unicamente alle prestazioni del suo dispositivo di avviamento.**

**Anche i transitori di carico, a differenza della turbina a vapore, possono essere molto rapidi.**

# Impianti di propulsione navale

**Le turbine a gas possono avviarsi in tempi che vanno da pochi secondi, per le macchine più piccole, a pochi minuti (meno di dieci), per le macchine più grandi. I dispositivi di avviamento possono essere costituiti da motori elettrici, motori pneumatici operanti ad aria compressa, motori idraulici azionati da un sistema di pompe ed accumulatori idraulici.**

**I dispositivi di avviamento portano la turbina alla velocità di autosostentamento, pari di solito al 30 – 50% della velocità nominale del generatore di gas. Durante la fase di avviamento è di grande importanza il dosaggio del combustibile. Un piccolo eccesso di combustibile può provocare il surriscaldamento della turbina.**

**E' del pari essenziale che il dispositivo di avviamento sviluppi un adeguato momento torcente durante tutta la fase di avviamento. Una riduzione del momento torcente darebbe luogo ad una diminuzione della portata d'aria e quindi al surriscaldamento della macchina.**

**Durante la fase di avviamento, il dosaggio del combustibile è regolato in base alla temperatura dei gas all'uscita dalla turbina.**

# Impianti di propulsione navale

## Condotte aria di combustione

**Il sistema di condotte deve fornire all'ingresso del compressore un flusso d'aria in cui i valori di velocità e pressione siano uniformi.**

**Flussi d'aria disuniformi diminuiscono il rendimento del compressore e possono causare vibrazioni alla palettatura con conseguenti fenomeni di fatica e rotture.**

**Idealmente, il compressore dovrebbe attingere l'aria da un "plenum" di dimensioni infinite, come avviene nel caso delle turbine per propulsione aeronautica.**

**In pratica, nel caso di turbine navali ed industriali, il plenum di aspirazione è di dimensioni limitate.**

**L'aspirazione del compressore è posta su di un lato del plenum e la sua distanza dal lato più lontano non deve essere inferiore a due diametri della sezione circolare di aspirazione del compressore.**

**In alcuni casi, può essere necessario effettuare prove aerodinamiche sul modello dell'intero sistema di condotte aria di combustione.**

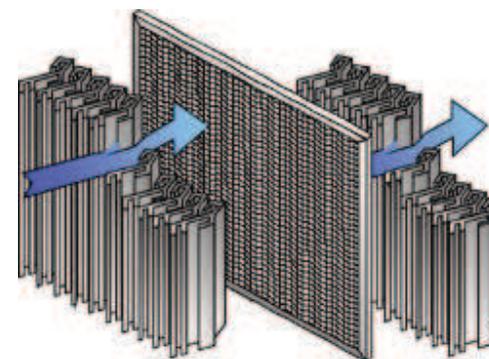
**Alle volte, specie su navi militari, le condotte aria sono usate come percorso di smontaggio per il generatore di gas della turbina. In tal caso la loro sezione trasversale è determinata dall'involuppo delle posizioni di smontaggio del generatore di gas piuttosto che dai requisiti della portata dell'aria.**

## Impianti di propulsione navale

La turbina richiede aria pulita, al fine di evitare che le palette del compressore vengano ricoperte da particelle estranee che ne degraderebbero le prestazioni e, in casi estremi, potrebbero provocarne il collasso in seguito a stallo.

Nelle applicazioni navali è importante evitare che particelle saline ed acqua entrino nella macchina provocando corrosioni.

A tal fine, le prese d'aria sono poste in posizione quanto più elevata possibile e sono dotate di un filtro a tre stadi. Nel primo stadio, il cosiddetto “filtro inerziale”, l'aria è costretta a compiere un percorso curvo. Le gocce d'acqua non possono seguire tale percorso e si raccolgono sulle pareti dalle quali vengono drenate verso il basso. Nel secondo stadio, il cosiddetto “filtro coalescente” costituito da strati di fibre sintetiche, le particelle d'acqua più fini vengono raccolte in gocce più grosse. Nel terzo stadio, infine, le gocce vengono rimosse. Poiché i filtri operano con velocità dell'aria piuttosto bassa, essi richiedono una sezione di passaggio alquanto estesa per trattare l'intera portata d'aria richiesta dalla turbina.



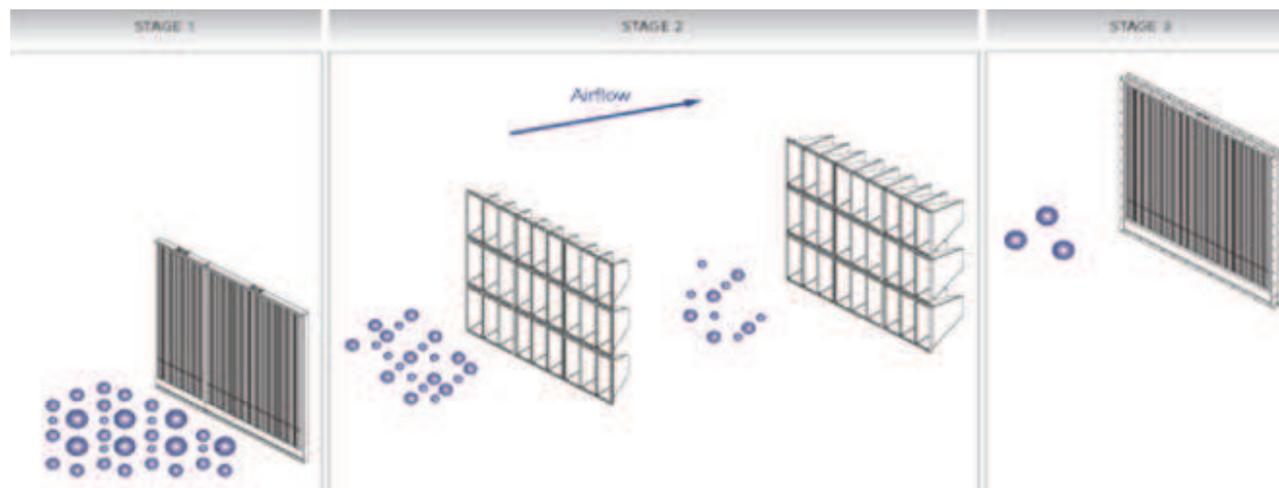
# Impianti di propulsione navale

**Stage 1 is referred to as the ‘bulk water’ removal stage. In this stage the majority of the liquid (rain, sea spray, coarse aerosols) entering the intake is removed and drained away. The exact nature of this stage is dependent on the particular system, but is typically a vane separator or similar.**

**Stage 2 is the coalescence stage, where fine aerosols that have penetrated the first stage are coalesced to form larger droplets that can be easily removed by the third stage. Stage 2 is often a filtration stage designed to remove dust and other solid particulate.**

**Stage 3 is typically a vane separator or similar, which stops any concentrated saline solution that has passed through Stages 1 and 2. Not only is this entrained liquid captured but it is removed from the intake by a manometrically sealed drainage system.**

**Combustion air filtration**



# Impianti di propulsione navale

## Impianto olio lubrificazione

Esso è composto da :

- **cassa olio,**
- **una o più pompe per trasferire l'olio dalla cassa ai cuscinetti, ingranaggi e sistema di controllo della macchina,**
- **valvole regolatrici di pressione per adeguare la pressione dell'olio ai valori richiesti dai vari componenti da servire,**
- **uno o più refrigeranti olio,**
- **uno o più filtri olio,**
- **un disaeratore per rimuovere l'aria eventualmente presente nell'olio.**

**La portata dell'olio è determinata in base alla quantità richiesta per asportare il calore dai cuscinetti, e dalle strutture adiacenti ad essi, mantenendone la temperatura entro i limiti di progetto. Si deve tener conto anche della portata richiesta dal regolatore di governo e dai cilindri attuatori usati, ad esempio, per variare la posizione delle palette della turbina.**

## Impianti di propulsione navale

**Le pompe dell'olio sono del tipo ad ingranaggi e vengono azionate sempre dall'albero della turbina al fine di assicurarne il funzionamento per tutto il tempo in cui l'albero è in rotazione. La pompa è in grado di fornire una portata superiore alla richiesta: l'eccesso d'olio viene ricircolato alla cassa di riserva tramite valvola regolatrice di pressione.**

### **Impianto combustibile**

**Le turbine a gas di derivazione aeronautica devono utilizzare esclusivamente combustibili distillati :**

- **Gasolio tipo ISO 8217 DMA con densità max. 890 kg/m<sup>3</sup> a 15 °C e viscosità compresa fra 1.5 e 6 cSt a 40 °C (Sigla NATO F76)**

**Le turbine a gas di derivazione industriale possono utilizzare combustibili distillati di qualità inferiore :**

- **Gasolio tipo ISO 8217 DMB con densità max. 900 kg/m<sup>3</sup> a 15 °C e viscosità max. 11 cSt a 40 °C**

# Impianti di propulsione navale

**Alcuni tipi di turbine industriali possono utilizzare combustibile distillato in cui viene miscelata una parte non superiore al 20% di combustibile residuo (Blended marine Diesel Fuel).**

**Il sistema di alimento del combustibile comprende i seguenti componenti :**

- **cassa deposito,**
- **pompe travaso,**
- **riscaldatore,**
- **depuratore centrifugo,**
- **cassa servizio,**
- **filtro,**
- **pompa alimento,**
- **riscaldatore,**
- **filtro / separatore d'acqua di tipo coalescente,**
- **cassa gravitazione,**
- **valvola di intercettazione all'ingresso della turbina.**

**I riscaldatori, controllati termostaticamente, portano il combustibile alla temperatura alla quale filtri e depuratori possono operare con maggior efficacia.**

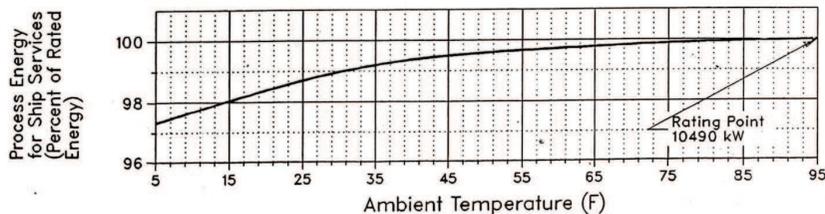
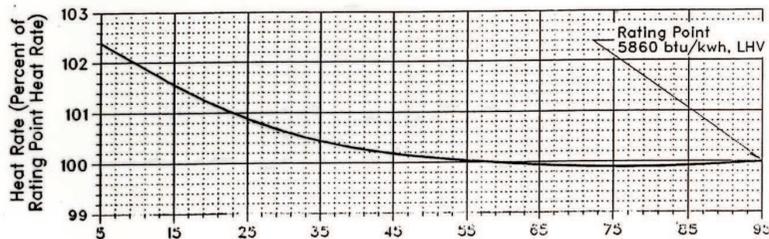
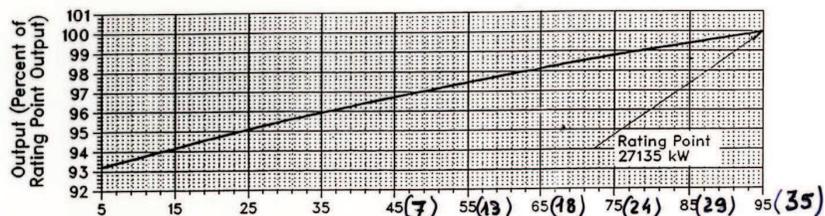
**La pompa alimento viene azionata dall'albero del compressore tramite un riduttore di giri.**

# Impianti di propulsione navale

## Combined Cycle Power Island Equipment Performance

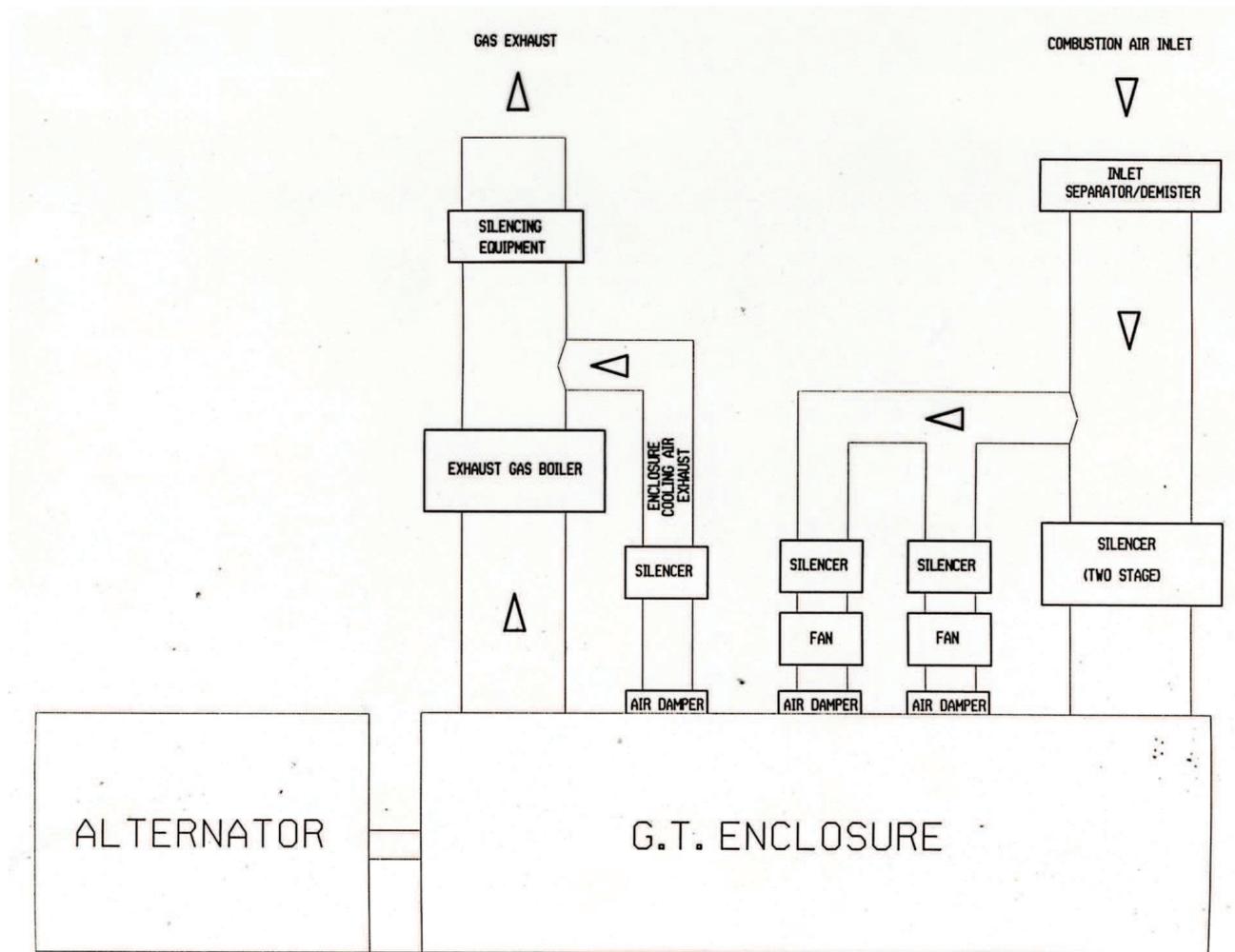
### Estimated Net Power Island Equipment Performance Variation with Ambient Temperature

- Notes:
1. Fuel = Distillate Oil
  2. Ambient Pressure = 14.7 psia
  3. Gas Turbines operating at Baseload
  4. Compressor Inlet Temperature = 95 F 35°C
  5. Heat Rate based on electrical output and process energy - refer to calculation in Performance Guarantee Section
  6. Process Steam: Flow = 33,070 lb/h  
Press = 100 psia 7 bar ass.  
Enthalpy = 1244.3 btu/lb

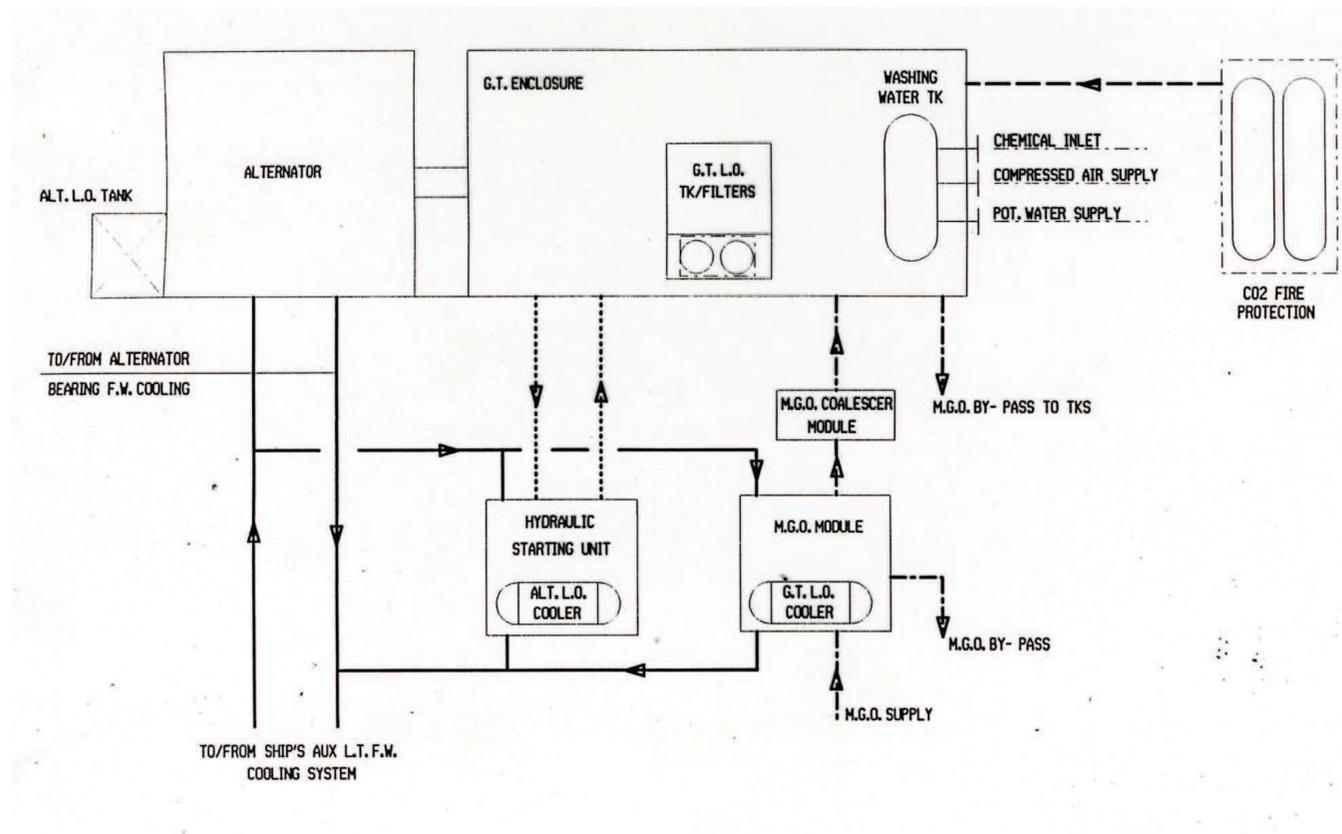


Rev. 0

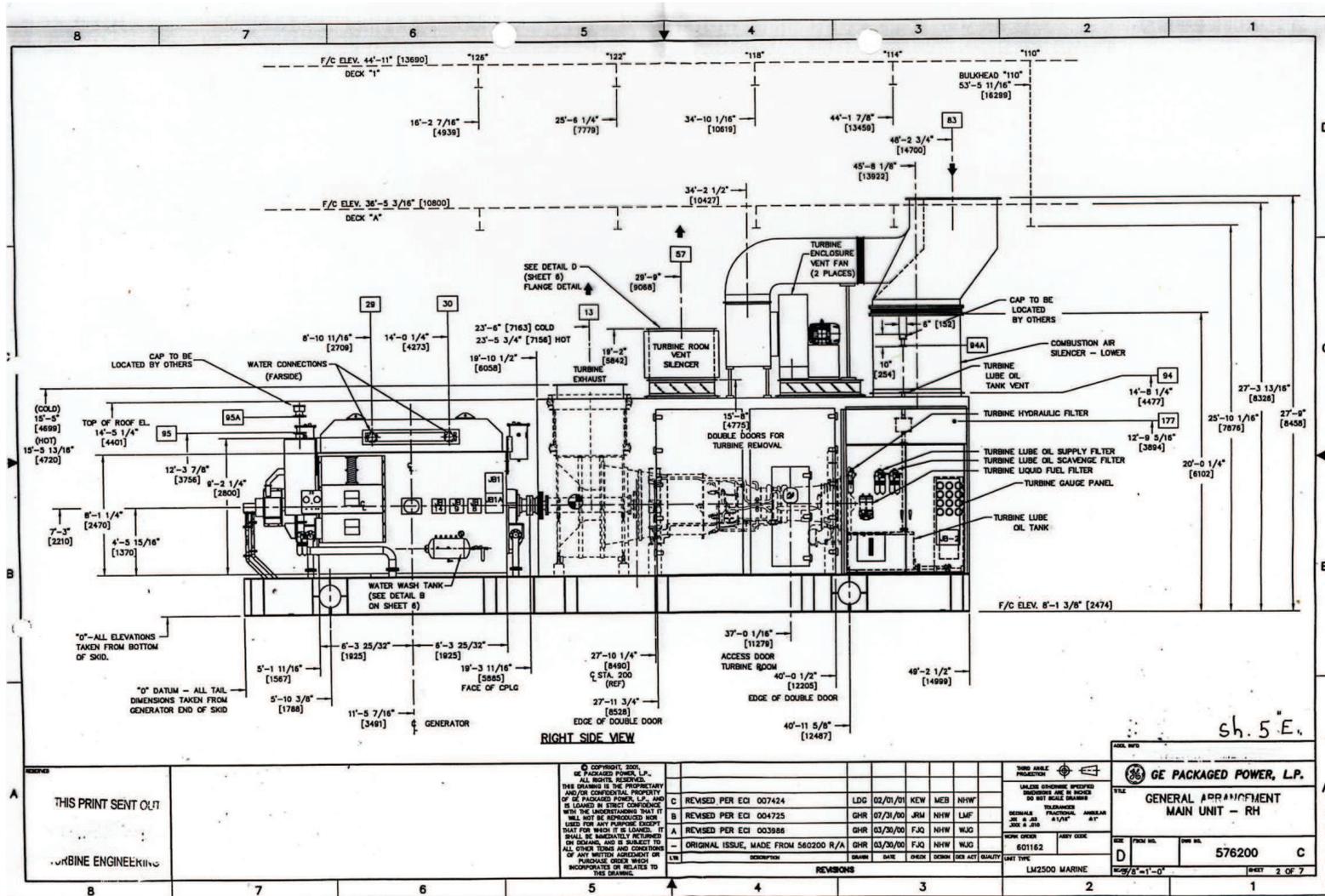
# Impianti di propulsione navale



# Impianti di propulsione navale

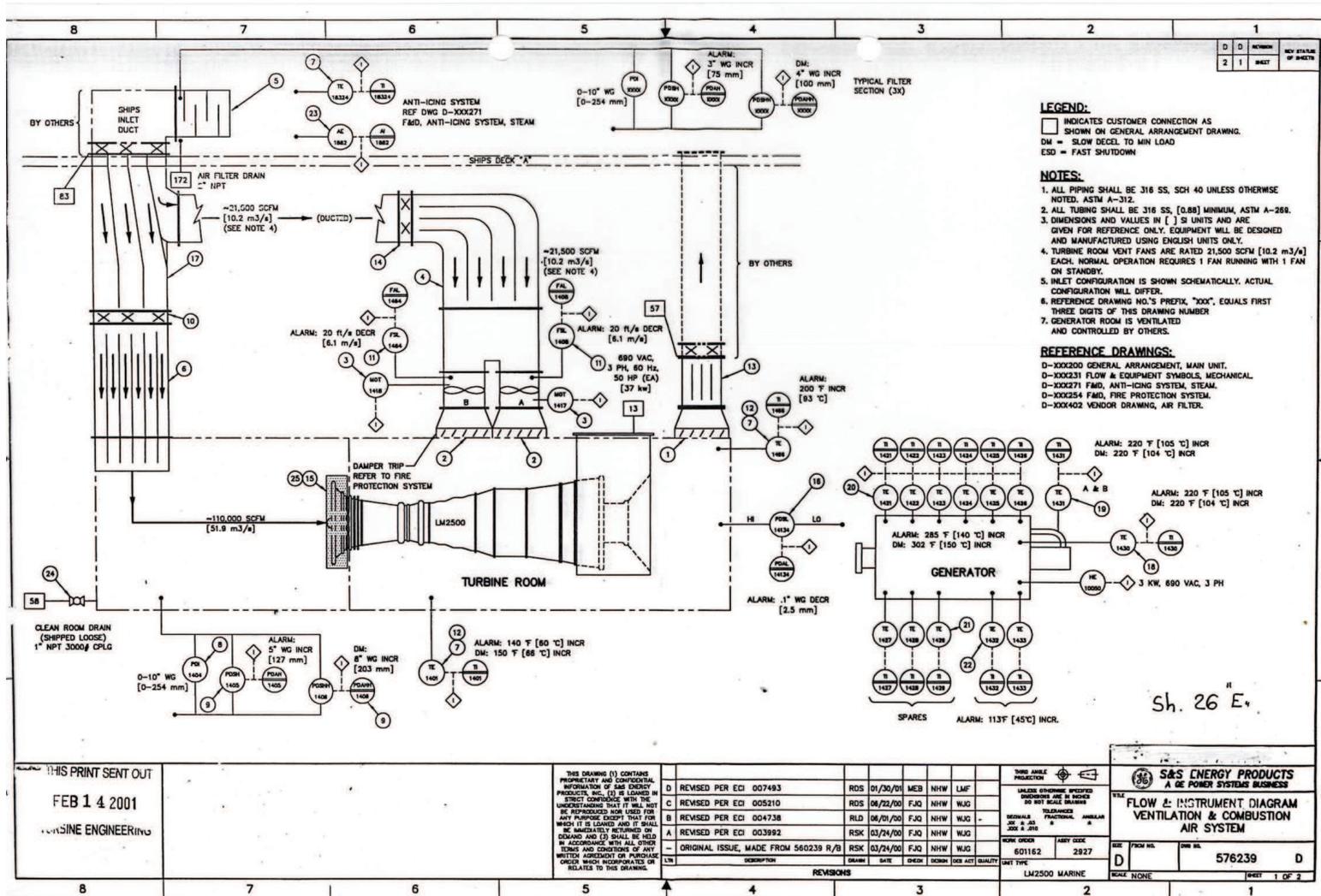


# Impianti di propulsione navale

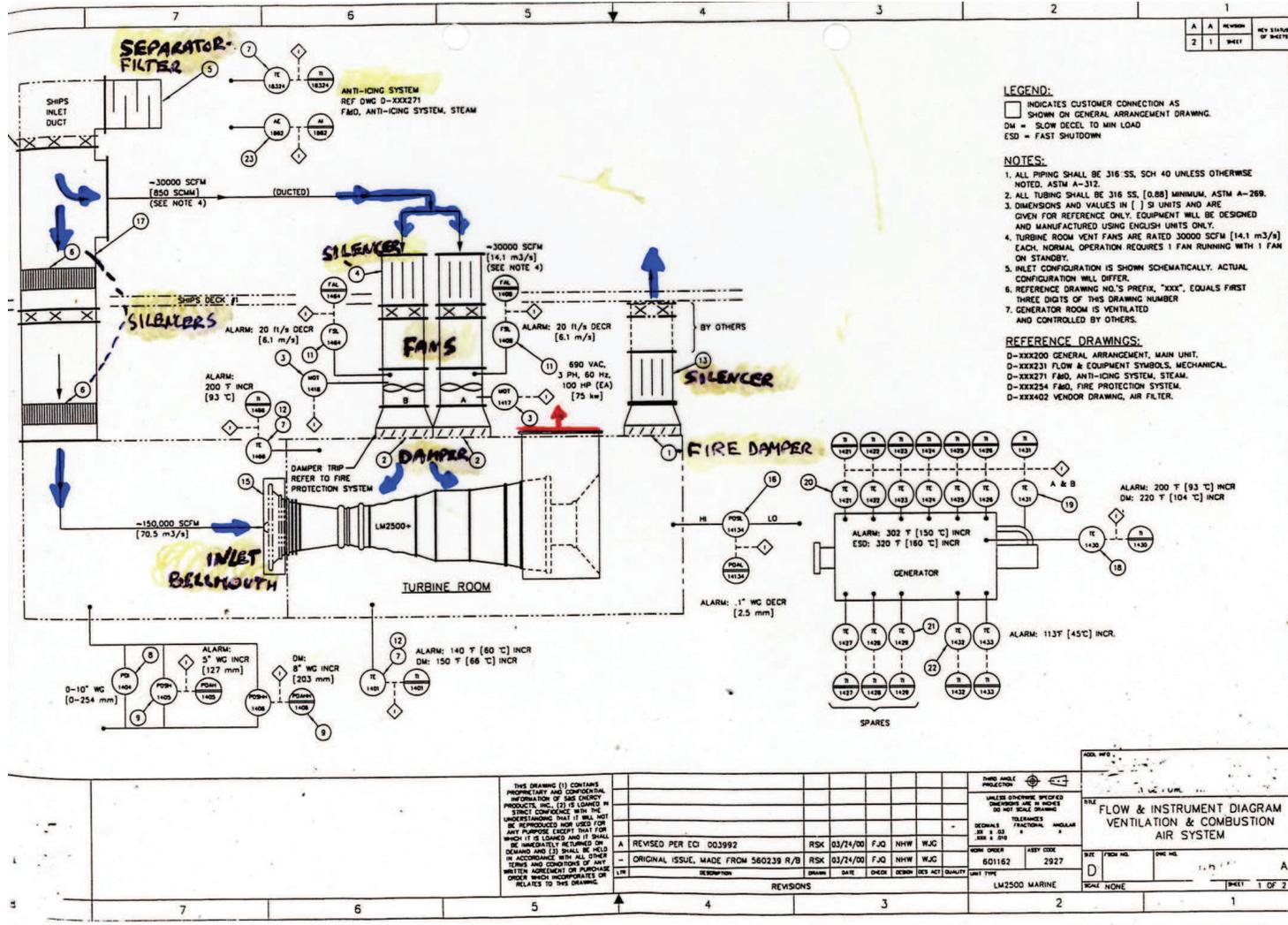


Data: 15/01/2007

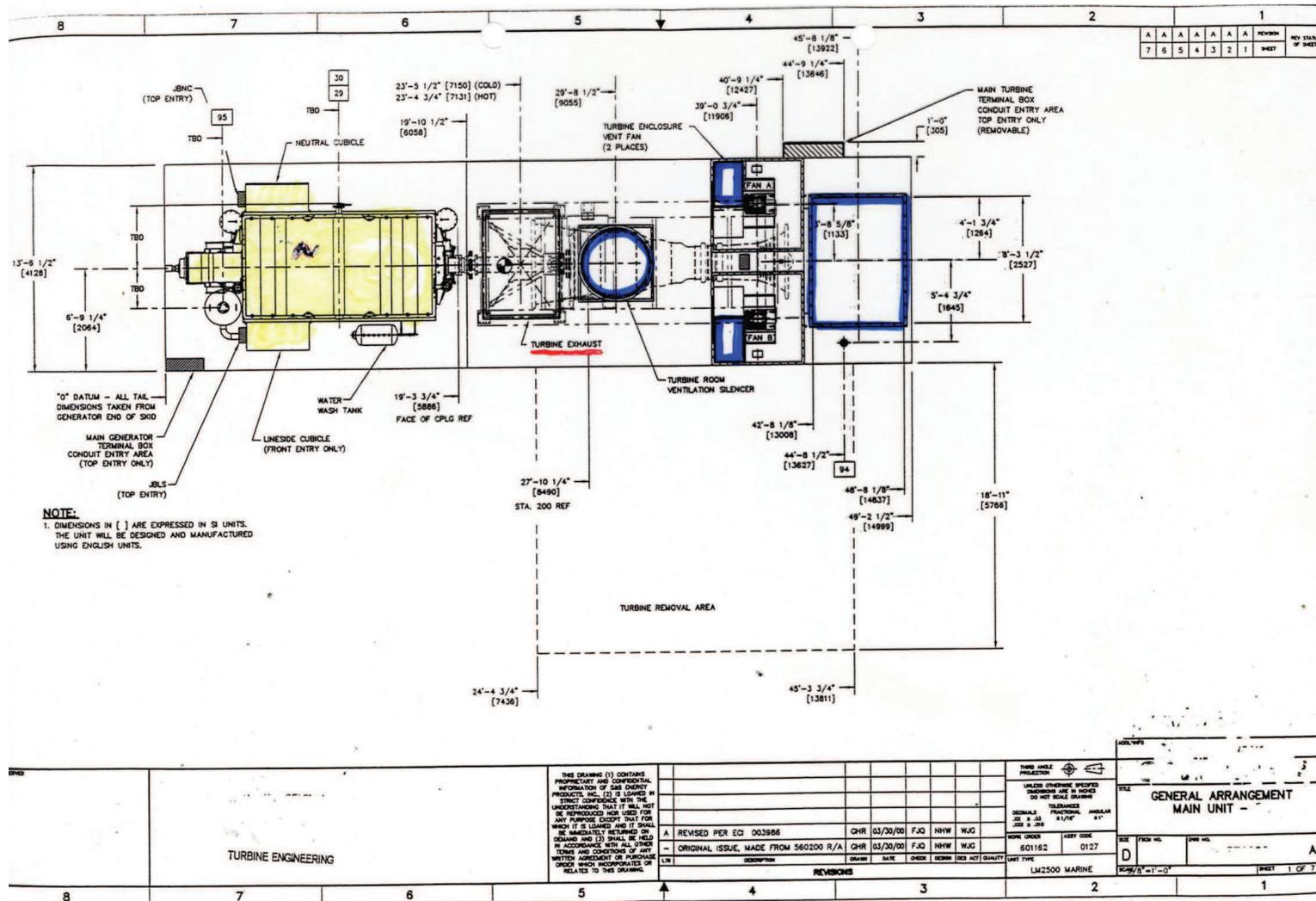
# Impianti di propulsione navale



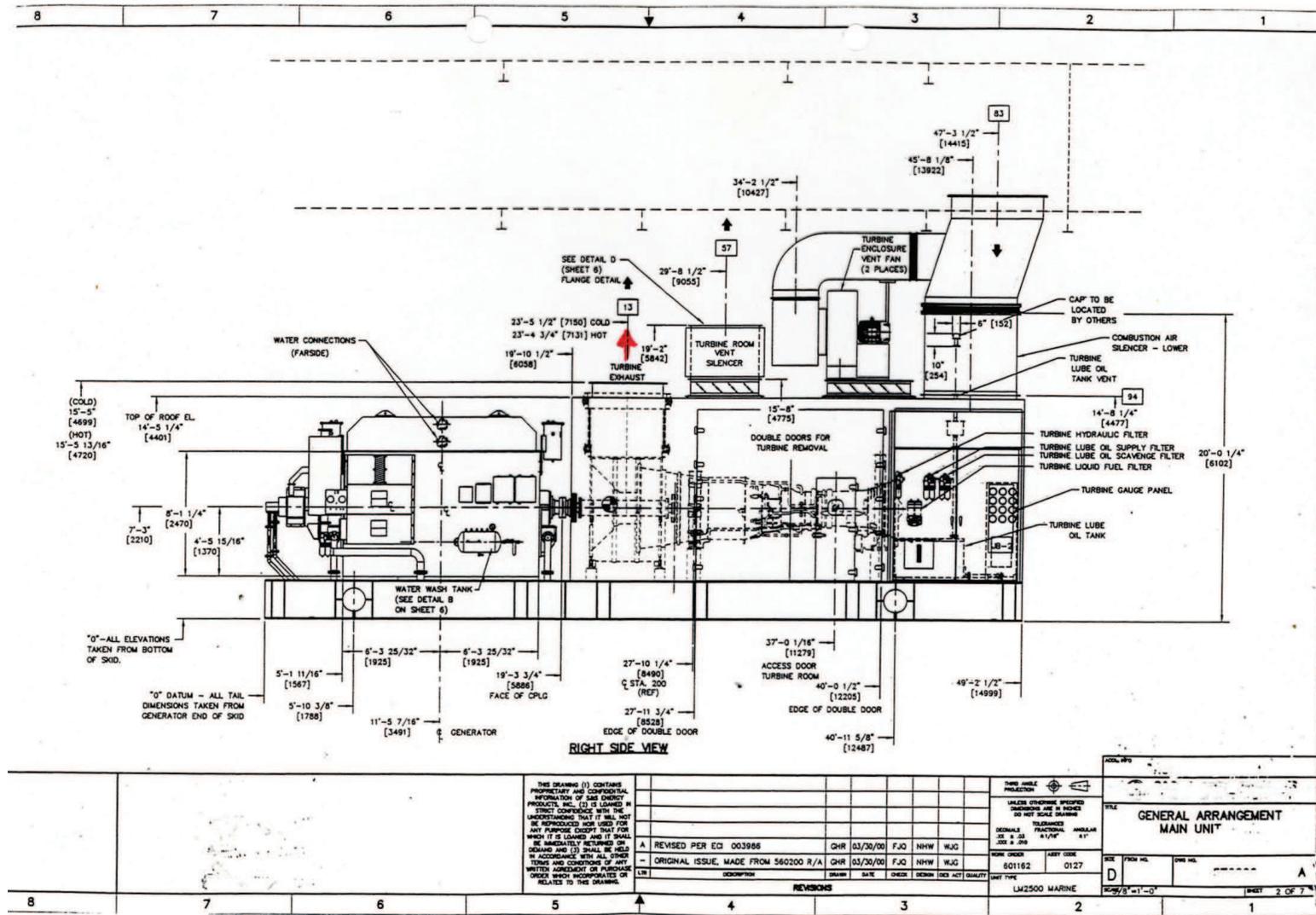
# Impianti di propulsione navale



# Impianti di propulsione navale

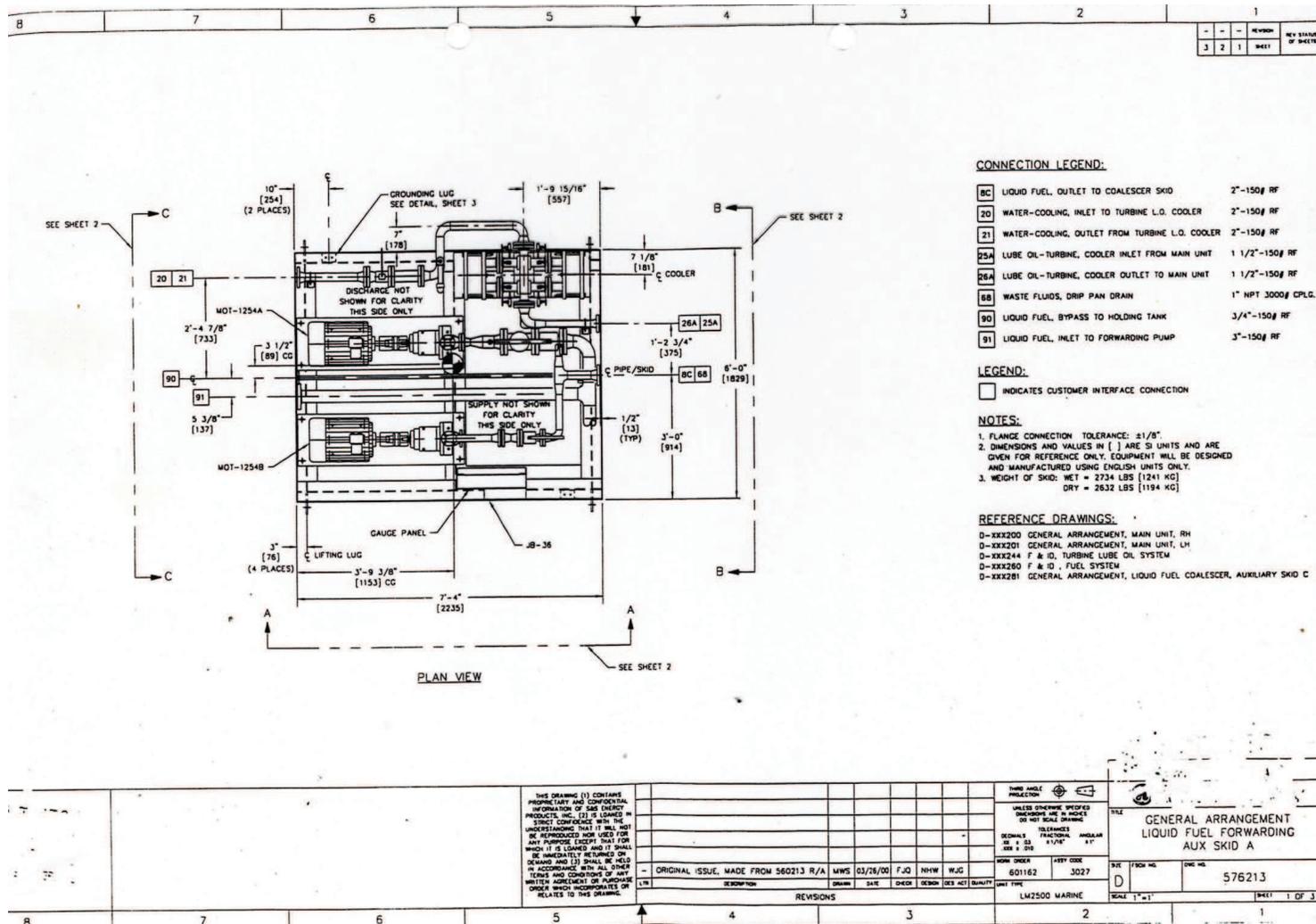


# Impianti di propulsione navale



Data: 15/01/2007

# Impianti di propulsione navale



# Impianti di propulsione navale

