



Ministero delle Imprese e del Made in Italy
DIREZIONE GENERALE PER LA TUTELA DELLA PROPRIETÀ INDUSTRIALE
UFFICIO ITALIANO BREVETTI E MARCHI

UIBM

DOMANDA DI INVENZIONE NUMERO	101989900093755
Data Deposito	11/12/1989
Data Pubblicazione	11/06/1991

Priorità	284507
Nazione Priorità	US
Data Deposito Priorità	

Classifiche IPC

Titolo

TURBOMOTORE CON RAFFREDDAMENTO AD ARIA E A VAPORE
--

DESCRIZIONE

dell'invenzione industriale avente per titolo:
Turbomotore con raffreddamento ad aria e a vapore.

a nome: GENERAL ELECTRIC COMPANY

di nazionalità: statunitense

con sede a: SCHENECTADY NEW YORK USA

Inventori designati: William Ronald Hines

Domanda No.:

11 DIC. 1989

depositata il:

2235 2A/89

RIASSUNTO

Elementi di componenti di turbomotori a gas sono raffreddati utilizzando un motore avente un compressore per introdurre aria nel motore. Una camera di combustione è a valle del compressore che ha una carcassa, ed una camicia posizionata nella carcassa. La camicia è separata dalla carcassa in modo tale che una regione di miscelazione è posizionata tra la camicia e la carcassa. La camicia ha un ingresso di camera di combustione all'estremità a valle della camera di combustione. Una turbina, che tipicamente consiste di uno o più stadi aventi passaggi raffreddanti nella medesima, è posizionata a valle dalla camera di combustione. Un condotto di vapore è collegato ad un ingresso di vapore e l'ingresso di vapore è

collegato alla carcassa. L'ingresso ha almeno un foro di ingresso che collega l'ingresso di vapore con la regione di miscelazione ed il foro di ingresso è a valle dell'ingresso della camera di combustione. Un passaggio è posizionato tra la regione di miscelazione ed il passaggio di raffreddamento di turbina ed il passaggio è a valle del foro di ingresso di vapore.

In funzione, vapore viene introdotto nella regione di miscelazione a valle dell'ingresso della camera di combustione in modo tale da formare una miscela di aria e di vapore e poi la miscela d'aria e di vapore viene introdotta nel passaggio di raffreddamento.

TESTO DELLA DESCRIZIONE

L'invenzione si riferisce a turbomotori a gas e più in particolare, a circuiti raffreddamento che sono contenuti in questi motori.

Turbomotori a gas convenzionalmente comprendono un compressore a flusso assiale che comprime aria all'opportuna densità richiesta per sostenere la combustione del combustibile in una camera di combustione. I gas di combustione passano quindi in una turbina che aziona il compressore a flusso assiale. Dopo il passaggio attraverso la turbina,

i gas di combustione possono essere utilizzati per azionare una turbina di potenza che è collegata ad un albero di uscita sul quale può essere montata un'elica per utilizzazioni marine o industriali.

La combustione del combustibile entro la camera di combustione porta a gas di combustione intensamente scaldati che scaldano le pareti della camera di combustione ed i vari componenti della turbina quando i gas passano attraverso la turbina. Maggiori temperature di combustione possono migliorare la potenza all'albero, il consumo specifico di combustibile ed il rendimento di motore. Tuttavia, la capacità di aumentare queste temperature è limitata dalla capacità dei componenti del motore, come la camera di combustione e la turbina di sopportare le maggiori temperature. Perciò per evitare un surriscaldamento, sono stati sviluppati metodi per raffreddare le camere di combustione, le palette e le pale di turbina.

Tecniche convenzionali di raffreddamento fanno in modo che parte dell'aria immessa nel motore attraverso il compressore venga dirottata ed utilizzata come un refrigerante.

Tipicamente l'aria dirottata passa all'esterno

della camera di combustione ed entra in passaggi che girano intorno la camera di combustione e poi attraverso passaggi di raffreddamento nelle pale di turbina.

Altre tecniche di raffreddamento hanno compreso l'uso di vapore nelle quali vapore viene introdotto nell'interno della palettatura ed esce tangenzialmente sulle superfici esterne della palettatura in modo da isolare termicamente le pale dai gas caldi di combustione. Questa tecnica ha qualche vantaggio dal momento che il calore specifico del vapore è molto maggiore di quello dell'aria e, perciò il vapore è un refrigerante molto migliore. Tuttavia, il vapore utilizzato nel raffreddamento riduce le prestazioni globali del sistema dal momento che il vapore aggira alcuni degli stadi di percorso di flusso di turbina del motore e, perciò non è iniettato nel motore come descritto nel brevetto USA No. 4.631.914 intitolato "Gas Turbine Engine of Improved Thermal Efficiency", concesso il 30 Dicembre 1986, e da K.O. Johnson nel brevetto USA No. 4.569.195 intitolato "Fluid Injection Gas Turbine Engine And Method for Operating" concesso l'11 febbraio 1986 perciò, sarebbe desiderabile avere un perfezionato

metodo di raffreddamento di motore che non inibisca in modo significativo le prestazioni del motore.

La figura 1 è un disegno schematico di una realizzazione dell'invenzione;

la figura 2 è un disegno schematico ingrandito della parte del motore di figura 1 illustrante la regione della camera di combustione.

Un turbomotore comprende un compressore per introdurre aria compressa in detto motore ed una camera di combustione a valle del compressore. La camera di combustione comprende una carcassa ed una camicia che è posizionata entro la carcassa in modo da contenere nella medesima una zona di combustione. La camicia è separata dalla carcassa ed una regione di miscelazione è posizionata tra la camicia e la carcassa in modo tale da accogliere almeno una parte dell'aria compressa. La camicia forma un ingresso di camera di combustione all'estremità a monte della camera di combustione. Una turbina, che ha un passaggio di raffreddamento nella medesima, è posizionata a valle dell'ingresso della camera di combustione. Il motore ha mezzi per introdurre vapore nella regione di miscelazione a valle dell'ingresso

della camera di combustione in moto tale da formare una miscela di aria e di vapore e mezzi per introdurre la miscela di aria miscelata e vapore nel passaggio di raffreddamento.

Un metodo per raffreddare il turbomotore a gas comprende l'introduzione di vapore nella regione di miscelazione a valle dell'ingresso della camera di combustione in modo tale da formare una miscela di aria e di vapore e per introdurre la miscela di aria e vapore nel passaggio di raffreddamento.

L'invenzione comprende anche un turbomotore che comprende un compressore per introdurre aria nel motore ed una regione di camera di combustione che è a valle del compressore. La regione della camera di combustione comprende una carcassa che definisce un percorso di flusso anulare a valle del compressore ed una camicia di camera di combustione che è posizionata entro la carcassa. La camicia è formata in modo da contenere nella medesima una zona di combustione e la camicia è separata dalla carcassa ed una regione di miscelazione è posizionata tra di esse. Un ugello per combustibile a doppio flusso si estende attraverso la carcassa, la regione di miscelazione e la camicia. L'ugello per combustibile a doppio

flusso ha nel medesimo un passaggio per combustibile ed un passaggio per vapore ed i passaggi per vapore e per combustibile sono separati almeno fino a che l'ugello per combustibile a doppio flusso passa attraverso la camicia. L'ugello per combustibile a doppio flusso ha una superficie esterna ed ha almeno un foro estendentesi dalla superficie al passaggio di vapore in modo che una parte del vapore può uscire nella regione di miscelazione intorno alla camicia di combustione.

In figura 1, un turbomotore 10 è costituito da un compressore 20 che produce un flusso a valle, una regione di camera di combustione 22 è posizionata a valle del compressore ed una turbina 24, comprendente stadi di turbina di alta e bassa pressione 24a e 24b, rispettivamente, è posizionata a valle della regione della camera di combustione 22.

La regione della camera di combustione 22 comprende una carcassa di camera di combustione 28 che tipicamente comprende pareti di carcassa interne ed esterne rispettivamente 28a e 28b estendentesi circolarmente ed assialmente, che delimitano un percorso di flusso anulare a valle

del compressore 20. Posizionata entro la carcassa 28 vi è una camicia di camera di combustione 30 che tipicamente comprende pareti di camicia interne ed esterne 30a e 30b estendentesi circolarmente ed assialmente rispettivamente, che sono posizionate tra le pareti di carcassa interne ed esterne 28a e 28b rispettivamente. Le pareti di camicia interne ed esterne 30a e 30b sono separate radialmente in modo tale da formare una zona di combustione anulare 32. La camicia 30 è anche separata dalla carcassa 28 in modo tale che una regione di miscelazione coanulare 34 è posizionata tra la camicia 30 e la carcassa 28. La camicia 30 tipicamente ha una pluralità di aperture di camicia separate circolarmente 36 per condurre il flusso dalla regione di miscelazione 34 nella zona di combustione 32. All'estremo a monte, adiacente al compressore 20, le pareti interne ed esterne di camicia 30a e 30b rispettivamente, formano un ingresso di camera di combustione 38. Un complesso di duomo di camera di combustione 40 è pure montato tra e coopera con l'estremità a monte delle pareti di camicia interne ed esterne 30a e 30b rispettivamente, per formare l'estremità a monte della zona di combustione 32. Un ugello 42 è

posizionato adiacente al complesso di duomo di camera di combustione 40 in modo da iniettare combustibile nell'estremità a monte della zona di combustione 32.

Di preferenza, un ugello per combustibile a doppio flusso 44 è posizionato attraverso la parete esterna di carcassa 28b e la parete esterna di camicia 30b per iniettare vapore e combustibile nella zona di combustione 32 per controllare le emissioni di ossido di azoto (NOx). L'ugello per combustibile a doppio flusso 44 di preferenza ha un passaggio di combustibile separato 48, che è di preferenza posizionato nel centro dell'ugello per combustibile a doppio flusso 44 ed un passaggio di vapore separato 50 circonda quindi il passaggio di combustibile 48.

L'ugello per combustibile a doppio flusso 44 ha una superficie esterna e di preferenza ha uno o più fori di scarico 52 che si estendono dalla superficie esterna fino al passaggio di vapore 50. I fori di scarico 52 sono posizionati tra la parete esterna di carcassa 28b e la parete esterna di camicia 30b in modo tale che una parte del vapore entrante nell'ugello per combustibile a doppio flusso 44 passa attraverso i fori di

scarico 52 per entrare nella regione di miscelazione 34. Tipicamente i fori di scarico 52 sono formati per realizzare una miscelazione preferenziale. Per esempio, i fori di prelievo 52 possono essere posizionati in una qualsiasi posizione radiale desiderabile per realizzare il necessario raffreddamento a vapore alla carcassa, alla camicia, o alle cavità di fascia esterna delle pale di rotore di turbina.

In alternativa, un condotto di vapore 56 è collegato ad un collettore di ingresso di vapore 58 ed il collettore di ingresso di vapore 58 è tipicamente montato sulla parete interna di carcassa 28a in modo tale che il collettore di ingresso 58 sia adiacente alla regione di miscelazione 34. A valle dell'ingresso della camera di combustione 38 e posizionata radialmente verso l'interno della parete interna di carcassa 28a vi è una camera di collettore di flusso di raffreddamento 60. La camera di collettore di flusso di raffreddamento 60 ha aperture di camera 62 nella parete interna di carcassa 28a formanti la camera in modo tale che una miscela di vapore e di aria entro la regione di miscelazione può entrare nella camera di collettore di flusso di

raffreddamento 60. La camera di collettore di flusso di raffreddamento 60 è collegata ad una cavità 64 che è tipicamente delimitata sul suo lato radialmente interno dall'albero di turbina per condurre il flusso dalla camera di collettore di flusso di raffreddamento 60 rispettivamente agli stadi di alta e bassa pressione della turbina 24a e 24b. La cavità è collegata ad una pluralità di aperture in entrambi gli stadi di alta e bassa pressione della turbina 24a e 24b rispettivamente, in modo tale che la miscela di vapore e aria nella cavità 64 possa entrare in ciascuno degli stadi della turbina. Le aperture negli stadi di turbina 24a e 24b sono collegate ad uno o più passaggi di raffreddamento 70 che sono formati nella turbina 24 e tipicamente si estendono a pale di turbina 72 che sono posizionate lungo la periferia di ciascuno degli stadi di turbina 24a e 24b rispettivamente. Tipicamente le pale 72 hanno una pluralità di aperture di pala 74 che si estendono dai passaggi di raffreddamento 70 alle superfici delle pale 72. In modo tale che la miscela di aria e di vapore nei passaggi di raffreddamento 70 possa passare attraverso le aperture di pala 74 nel percorso di flusso primario per realizzare il

raffreddamento per le pale 72.

Il compressore 20, la carcassa della camera di combustione 28, la camicia di camera di combustione 30, il complesso di duomo di camera di combustione 40 e l'ugello di combustibile 42, sono tipicamente formati con normali tecnologie ben note nella tecnica e di preferenza sono quelle usate nei turbomotori a gas di tipo derivato per uso aeronautico. Si dovrebbe comprendere che differenti configurazioni di motori sono ugualmente applicabili alla presente invenzione come quelle utilizzando una pluralità di camere di combustione a disposizione cannulare e scatolata. In più, ugelli multipli di combustibile possono essere utilizzati come illustrato in figura 1 includendo l'ugello per combustibile 42 e l'ugello per vapore e combustibile 44. Entrambi questi ugelli possono essere adattati per iniezione di vapore, sebbene tipicamente venga usato un separato ugello 44 di vapore e di combustibile. Inoltre, un singolo ugello può essere utilizzato per iniezione di combustibile nella presente invenzione. L'ugello per vapore e combustibile 44 viene realizzato con le normali tecniche in modo che il passaggio per combustibile 48 ed il

passaggio per vapore 50 sono separati almeno fino a che l'ugello per vapore e combustibile passa attraverso la parete esterna di camicia 30b, in modo tale che solamente vapore viene emesso attraverso i fori di scarico 52 nella regione di miscelazione. Tipicamente i fori di scarico dovrebbero essere di qualsiasi diametro desiderabile per ottenere la desiderata miscela di raffreddamento di aria e vapore. Il condotto di vapore 56 ed il collettore di ingresso di vapore 58 possono essere di qualsiasi materiale che può fornire una durata sufficiente alle temperature ed alle sollecitazioni.

Quando il motore è un turbomotore a gas di tipo derivato per uso aeronautico avente aperture di prelievo di scarico di compressore (CDP) che sono tipicamente usate su aeroplani per prelievi di sistemi di controllo ambientale è preferibilmente posizionare il condotto di vapore 56 nell'apertura CDP. Il collettore di ingresso di vapore 58 dovrebbe essere formato in modo che almeno una parte del vapore entrante nella regione di miscelazione 34 entri a valle dell'ingresso della camera di combustione 38. Tipicamente, almeno una parte del vapore entrante nella regione di

miscelazione è a valle del complesso di duomo di camera di combustione 40 e di preferenza tutto il vapore entrante nella regione di miscelazione è a valle del complesso di duomo di camera di combustione 40 o della posizione nella quale il combustibile entra nella zona di combustione 32. Come mostrato in figura 2, nella quale numeri uguali corrispondono ad elementi uguali, di preferenza il collettore di ingresso di vapore 58 comprende una cavità di vapore 210 avente una prima apertura di ingresso di vapore 212 collegata al condotto di vapore 56 e a valle dell'apertura vi sono una o più aperture per passaggio di vapore 214 nella parete interna di carcassa 28a. Questa costruzione realizza un percorso preferito per il flusso che rimane selettivamente lontano dalla camicia della camera di combustione 30 in modo da non scaldare eccessivamente la miscela di vapore pur facendo ancora un certo raffreddamento alla camicia della camera di combustione 30. Si dovrebbe comprendere che posizionando opportunamente o angolando le aperture di passaggio di vapore 214, la presente invenzione fornisce una distribuzione preferenziale di vapore entrante nella regione di miscelazione 34 per

realizzare le desiderate temperature e quantità di fluido nella camera di collettore di flusso di raffreddamento 60 ed intorno alla camicia della camera di combustione 30. Di preferenza si formano almeno parecchie aperture per il passaggio di vapore che formano adeguata miscelazione circolare di vapore e aria. La camera 60 collettrice di flusso di raffreddamento e la cavità 64 realizzano un passaggio per la miscela di vapore e aria per passare dalla zona di miscelazione alla turbina 24, e la cavità 64 è di preferenza un "mini ugello" o un acceleratore di flusso. Tipicamente, questo passaggio viene formato allo stesso modo ed è di preferenza identico ai circuiti di raffreddamento ad aria realizzati nei normali turbomotori a gas come descritti da A.P. Adamson nel brevetto USA No. 4.296.599 intitolato "Turbine Cooling Air Modulation Apparatus", qui incluso per riferimento. La possibilità di usare circuiti esistenti di raffreddamento ad aria nei turbomotori a gas fornisce un significativo vantaggio della presente invenzione per mezzo della capacità di modificare facilmente costruzioni di turbomotori a gas. I passaggi di raffreddamento 70 degli stadi di turbina 24a e 24b

e le paerture di pale 74 sono anche formate mediante normali tecniche come descritto da E.M. Stearns nel brevetto USA No. 3.703.808 intitolato "Turbine Blade Tip Cooling Air Expander", da W.E. Howald nel brevetto USA No. 3.527.543 intitolato "Cooling of Structural Members particularly for Gas Turbine Engines" e da J.W. Savage e altri nel brevetto USA No. 3.715.170 intitolato "Cooled Turbine Blade"; tutti qui inclusi per riferimento. In funzione, l'aria entra attraverso il compressore 20 ed una parte dell'aria compressa entra nella zona di combustione 32 attraverso l'ingresso di camera di combustione 38. Una parte dell'aria compressa viene deviata ed entra nella regione di miscelazione 34. Il vapore a bassa temperatura che di preferenza è di sufficiente temperatura per impedire la condensazione sulle pale di turbina, tipicamente a circa la temperatura di condensazione più 27°C (50°F), viene immesso nel condotto di vapore 56 che viaggia attraverso il collettore di ingresso di vapore 58 nella regione di miscelazione 34. Almeno una parte del vapore entra nella regione di miscelazione 34 a valle dell'ingresso della camera di combustione e di preferenza a valle della

posizione alla quale il combustibile entra nella zona di combustione 32. Di preferenza, l'angolo con cui il vapore viene introdotto nella regione di miscelazione in relazione all'aria fluente nella regione di miscelazione viene controllato dall'angolo o dalla posizione delle aperture di passaggio di vapore. Questo permette un controllo del rapporto della miscela di vapore e aria che realizza il raffreddamento alla camicia ed il rapporto che viene introdotto negli stadi di turbina. Questi rapporti possono variare da circa una percentuale nulla fino a quasi il 100% di vapore rispetto all'aria. Aria e vapore sono poi mescolati nella regione di miscelazione 34 ed almeno una parte controllata della miscela di vapore e aria entra nella camera di collettore di flusso raffreddante 60. La camera di collettore di flusso raffreddante 60 e la cavità 64 serve come passaggio tra la regione di miscelazione 34 ed il passaggio di raffreddamento di turbina 70.

La miscela di vapore e aria passa poi attraverso il passaggio di raffreddamento di turbina 70, raffreddando perciò gli stadi di turbina di alta e bassa pressione 24a e 24b, rispettivamente, e di preferenza almeno una parte della miscela di aria

e vapore esce attraverso le aperture di pala 74 nelle pale di turbina 72. Dal momento che il vapore entra nella regione di miscelazione a valle dell'ingresso della camera di combustione 38, questo realizza dei vantaggi significativi in particolare per l'utilizzazione di combustibili a basso potere calorifico. Possono essere introdotti combustibili che variano in contenuto dai tipici 46.516 kJ/kg (20.000 BTU/libbra) variando fino a circa o al di sotto dei 1.162 kJ/kg (500 BTU/libbra). Questi combustibili a basso potere calorifico sono tipicamente inferiori a circa 23.258 kJ/kg (10.000 BTU/libbra) e generalmente a circa 8.140 kJ/kg (3.500 BTU/libbra) nel caso di recupero chimico o a 3.954 kJ/kg (1.700 BTU/libbra) nel caso di combustibile derivato dalla gassificazione di carbone. Questi combustibili hanno tipicamente un elevato contenuto d'acqua e quando vapore addizionale utilizzato per raffreddare entra nella zona di combustione 32, questo può portare a rapido raffreddamento producendo rendimenti ridotti ed anche arresto di combustione. Tuttavia, la presente invenzione permette di controllare le elevate temperature interne di motore permettendo

allo stesso tempo l'uso di combustibili con elevato contenuto d'acqua di preferenza mediante l'uso di una miscela fornita di aria e vapore che di preferenza entra a valle dell'entrata del combustibile nella zona di combustione 32.

Perciò il vapore di raffreddamento passa attraverso la camicia di camera di combustione 30 a valle da dove avviene principalmente la combustione nella zona di combustione 32 ed il contenuto d'acqua entro la zona di combustione 32 non è aumentato, il che può impedire la propagazione della fiamma. Il vapore freddo così non influenza negativamente la combustione, sebbene il vapore fornisca ancora raffreddamento per le parti a valle della camicia 30 e di altri componenti del motore e della turbina. Inoltre, utilizzando una miscela aria/vapore combinata, la presente invenzione minimizza la quantità di vapore ad elevata energia che aggira le pale di turbina 72 senza fare un lavoro utile e perciò minimizza le perdite di rendimento. Come mostrato nel brevetto USA No. 4.631.914 di W.R. Hines intitolato "Gas Turbine Engine of Improved Thermal Efficiency", concesso il 30 Dicembre 1986, un ciclo è più efficiente se aria a bassa energia

viene derivata intorno alla turbina in modo che vapore ad alta energia può essere iniettato nella parte frontale della turbina. Inoltre, la presente invenzione massimizza l'uso di strutture raffreddanti che sono tipicamente incorporate in molti motori ed in particolare, quelli derivati da tipi di uso aeronautico, e, perciò, sono richiesti cambiamenti minimi per comprendere questi cambiamenti nelle costruzioni esistenti e future. Per esempio i maggiori vantaggi derivano dall'utilizzazione di normali pale per turbomotori per aerei che non richiedono modifiche per la miscela di aria e vapore. Inoltre, il presente sistema funzionerà anche normalmente con un raffreddamento ad aria quando tutto il vapore viene interrotto come quando le caldaie che possono essere usate per generare vapore sono spente o sono inizialmente portate in linea con il sistema.

RIVENDICAZIONI

1. Turbomotore comprendente:

un compressore per introdurre aria compressa in detto motore;

una camera di combustione a valle di detto compressore, detta camera di combustione

viene derivata intorno alla turbina in modo che vapore ad alta energia può essere iniettato nella parte frontale della turbina. Inoltre, la presente invenzione massimizza l'uso di strutture raffreddanti che sono tipicamente incorporate in molti motori ed in particolare, quelli derivati da tipi di uso aeronautico, e, perciò, sono richiesti cambiamenti minimi per comprendere questi cambiamenti nelle costruzioni esistenti e future. Per esempio i maggiori vantaggi derivano dall'utilizzazione di normali pale per turbomotori per aerei che non richiedono modifiche per la miscela di aria e vapore. Inoltre, il presente sistema funzionerà anche normalmente con un raffreddamento ad aria quando tutto il vapore viene interrotto come quando le caldaie che possono essere usate per generare vapore sono spente o sono inizialmente portate in linea con il sistema.

RIVENDICAZIONI

1. Turbomotore comprendente:

un compressore per introdurre aria compressa in detto motore;

una camera di combustione a valle di detto compressore, detta camera di combustione

comprendendo una una carcassa, ed una camicia disperse entro e separate da detta carcassa in modo da formare una regione di miscelazione tra la camicia e la carcassa, nella quale detta camicia forma un ingresso di camera di combustione all'estremità a monte di detta camera di combustione e detta regione di miscelazione riceve almeno una parte di detta aria compressa;

una turbina a valle di detta camera di combustione, detta turbina avendo un passaggio di raffreddamento nella medesima;

mezzi per introdurre vapore in detta regione di miscelazione a valle di detto ingresso di camera di combustione in modo da formare una miscela di aria e vapore; e

mezzi per introdurre detta miscela di aria e vapore in detto passaggio di raffreddamento.

2. Motore di rivendicazione 1 nel quale detta camera di combustione ha un ingresso di combustibile e detti mezzi per introdurre vapore sono disposti a valle di detto ingresso di combustibile.

3. Motore di rivendicazione 1 nel quale detti mezzi per introdurre vapore comprendendo mezzi per introdurre tutto il vapore nel motore a valle di

detto ingresso di camera di combustione.

4. Motore di rivendicazione 1 nel quale detto motore comprende un duomo di camera di combustione posizionato entro detta camera di combustione e nel quale detti mezzi per introdurre vapore comprendono mezzi per introdurre vapore a valle di detto duomo di camera di combustione.

5. Motore di rivendicazione 1 nel quale detti mezzi per introdurre vapore comprendono un condotto di vapore che è collegato ad un ingresso di vapore nel quale l'ingresso di vapore comprende una cavità di vapore avente una prima apertura collegata al condotto di vapore e a valle dell'apertura vi sono uno o più fori che permettono il passaggio di vapore in detta zona di miscelazione.

6. Motore di rivendicazione 5 nel quale detto motore ha un'apertura di prelievo di scarico di compressore e detti mezzi per introdurre vapore comprendono un condotto di vapore posizionato in detta apertura di prelievo di scarico di compressore.

7. Motore di rivendicazione 1 nel quale detti mezzi per introdurre vapore comprendono un ugello per combustibile a doppio flusso che si estende

attraverso la carcassa, la regione di miscelazione e la camicia, detto ugello avendo nel medesimo un passaggio di combustibile ed un passaggio di vapore e detti passaggi di combustibile e vapore sono separati almeno fino a che l'ugello per combustibile a doppio flusso passa attraverso la camicia, detto ugello a doppio flusso avendo una superficie esterna ed avendo almeno un foro estendentesi dalla superficie fino a detto passaggio tale che una parte del vapore può uscire nella regione di miscelazione.

8. Motore di rivendicazione 1 nel quale detta turbina ha una pluralità di pale e dette pale hanno una pluralità di fori che si estendono dai passaggi di raffreddamento verso la superficie delle pale.

9. Turbomotore comprendente:

un compressore per introdurre aria in detto motore;

una camera di combustione a valle di detto compressore, detta camera di combustione comprendendo una carcassa, ed una camicia posizionata in detta carcassa in modo da contenere nella medesima una zona di combustione, detta camicia essendo separata da detta carcassa, una

regione di miscelazione è posizionata tra la camicia e la carcassa, detta camicia avendo un ingresso di camera di combustione all'estremità a valle di detta camera di combustione;

una turbina a valle di detta camera di combustione, detta turbina avendo nella medesima un passaggio di raffreddamento;

un condotto di vapore collegato ad un ingresso di vapore, e detto ingresso di vapore è collegato a detta carcassa, detto ingresso ha almeno un foro di ingresso che collega detto ingresso di vapore con detta regione di miscelazione e detto foro di ingresso è a valle di detto ingresso di camera di combustione; e

un passaggio tra detta regione di miscelazione e detto passaggio di raffreddamento di turbina, detto passaggio essendo a valle di detto foro di ingresso di vapore.

10. Motore di rivendicazione 9 nel quale detta camera di combustione ha un ingresso di combustibile e detto foro di ingresso di vapore è a valle di detto ingresso di combustibile.

11. Motore di rivendicazione 9 nel quale detto motore ha una pluralità di fori di ingresso di vapore e tutti i fori di ingresso di vapore sono a

valle di detto ingresso di camera di combustione.

12. Motore di rivendicazione 9 nel quale detto motore comprende inoltre un duomo di camera di combustione posizionato entro detta camera di combustione e nel quale detto foro di ingresso di vapore è posizionato a valle di detto duomo di camera di combustione.

13. Motore di rivendicazione 9 nel quale l'ingresso di vapore comprende una cavità di vapore avente una prima apertura collegata al condotto di vapore e detto foro di ingresso di vapore è posizionato a valle dell'apertura.

14. Motore di rivendicazione 6 nel quale detto motore ha una apertura di prelievo di scarico di compressore e detto condotto di vapore è posizionato in detta apertura di prelievo di scarico di compressore.

15. Motore di rivendicazione 1 comprendente inoltre un ugello per combustibile a doppio flusso che si estende attraverso la carcassa, la regione di miscelazione e la camicia, detto ugello a doppio flusso avendo in essa un passaggio per combustibile ed un passaggio per vapore e detti passaggi di combustibile e di vapore sono separati almeno fino a che l'ugello a doppio flusso passa

attraverso la camicia, detto ugello a doppio flusso avendo una superficie esterna, e avendo almeno un foro estendentesi dalla superficie fino a detto passaggio di vapore tale che una parte del vapore possa uscire nella regione di miscelazione.

16. Motore di rivendicazione 9 nel quale detta turbina ha una pluralità di pale e dette pale hanno una pluralità di fori che si estendono dai passaggi di raffreddamento alla superficie delle pale.

17. Turbomotore, comprendente:

un compressore per introdurre aria in detto motore;

una regione di camera di combustione a valle di detto compressore detta regione di camera di combustione comprendendo una carcassa che delimita un percorso di flusso anulare a valle di detto compressore ed una camicia di camera di combustione che è posizionata entro detta carcassa, detta camicia essendo formata in modo tale da contenere nella medesima una zona di combustione, detta camicia è separata da detta carcassa ed una regione di miscelazione è posizionata tra le medesime, un ugello per combustibile a doppio flusso si estende attraverso

la carcassa, la regione di miscelazione e la camicia, detto ugello a doppio flusso avendo nel medesimo un passaggio per combustibile ed un passaggio per vapore e detti passaggi per combustibile e per vapore sono separati almeno fino a che l'ugello a doppio flusso passa attraverso la camicia, detto ugello a doppio flusso avendo una superficie esterna ed avendo almeno un foro estendentesi dalla superficie fino a detto passaggio per vapore in modo tale che una parte di vapore possa uscire nella regione di miscelazione.

18. Motore di rivendicazione 17 nel quale detto passaggio per combustibile è posizionato approssimativamente al centro dell'ugello ed il passaggio di vapore circonda il passaggio di combustibile.

19. Motore di rivendicazione 17 nel quale detta regione di camera di combustione comprende inoltre un complesso di duomo di camera di combustione posizionato entro detta camicia all'estremità a monte di detta zona di combustione e detto ugello a doppio flusso è collegato a detto complesso di duomo di camera di combustione.

20. Metodo per raffreddare un turbomotore a gas

avente un compressore per introdurre aria compressa in detto motore, una camera di combustione a valle di detto compressore, detta camera di combustione comprendendo una carcassa, ed una camicia posizionata in detta carcassa in modo tale da contenere una zona di combustione nella medesima, detta camicia essendo separata da detta carcassa ed una regione di miscelazione è posizionata tra la camicia e la carcassa in modo tale da accogliere almeno una parte di detta aria compressa, detta camicia formando un ingresso di camera di combustione all'estremità a monte di detta camera di combustione, ed una turbina a valle da detta camera di combustione, detta turbina avendo nella medesima un passaggio di raffreddamento, detto metodo comprendendo le fasi di:

introdurre vapore in detta regione di miscelazione a valle di detto ingresso di camera di combustione in modo tale da formare una miscela d'aria e di vapore; e

introdurre detta miscela d'aria e vapore in detto passaggio di raffreddamento.

21. Metodo di rivendicazione 20 comprendente inoltre la fase per introdurre combustibile

inferiore a circa 23.258 kJ/kg (10.000 BTU/libbra) in detta camera di combustione.

22. Metodo di rivendicazione 21 comprendente inoltre la fase di introdurre combustibile inferiore a circa 4,043 kJ/kg (1.700 BTU/libbra) in detta camera di combustione.

23. Metodo di rivendicazione 22 comprendente inoltre la fase di introdurre combustibile inferiore a circa 1.162 kJ/kg (500 BTU/libbra) in detta camera di combustione.

24. Metodo di rivendicazione 20 comprendente inoltre la fase di introdurre un combustibile derivato dalla gassificazione di carbone in detta camera di combustione.

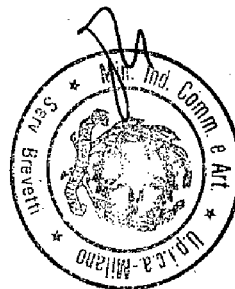
25. Metodo di rivendicazione 20 nel quale detto vapore introdotto è ad una temperatura pari a circa la temperatura di saturazione più 27°C (50°F).

26. Metodo di rivendicazione 20 nel quale la fase per introdurre vapore in detta regione di miscelazione comprende inoltre la fase di controllare l'angolo del vapore introdotto in detta regione di miscelazione in relazione all'aria fluente in detta regione di miscelazione.

p. Il Mandatario

Dott. Giuliano Michelotti
Giuliano Michelotti
della SAIC BREVETTI SRL

(Iscriz. Albo No. 172)



GM/eb

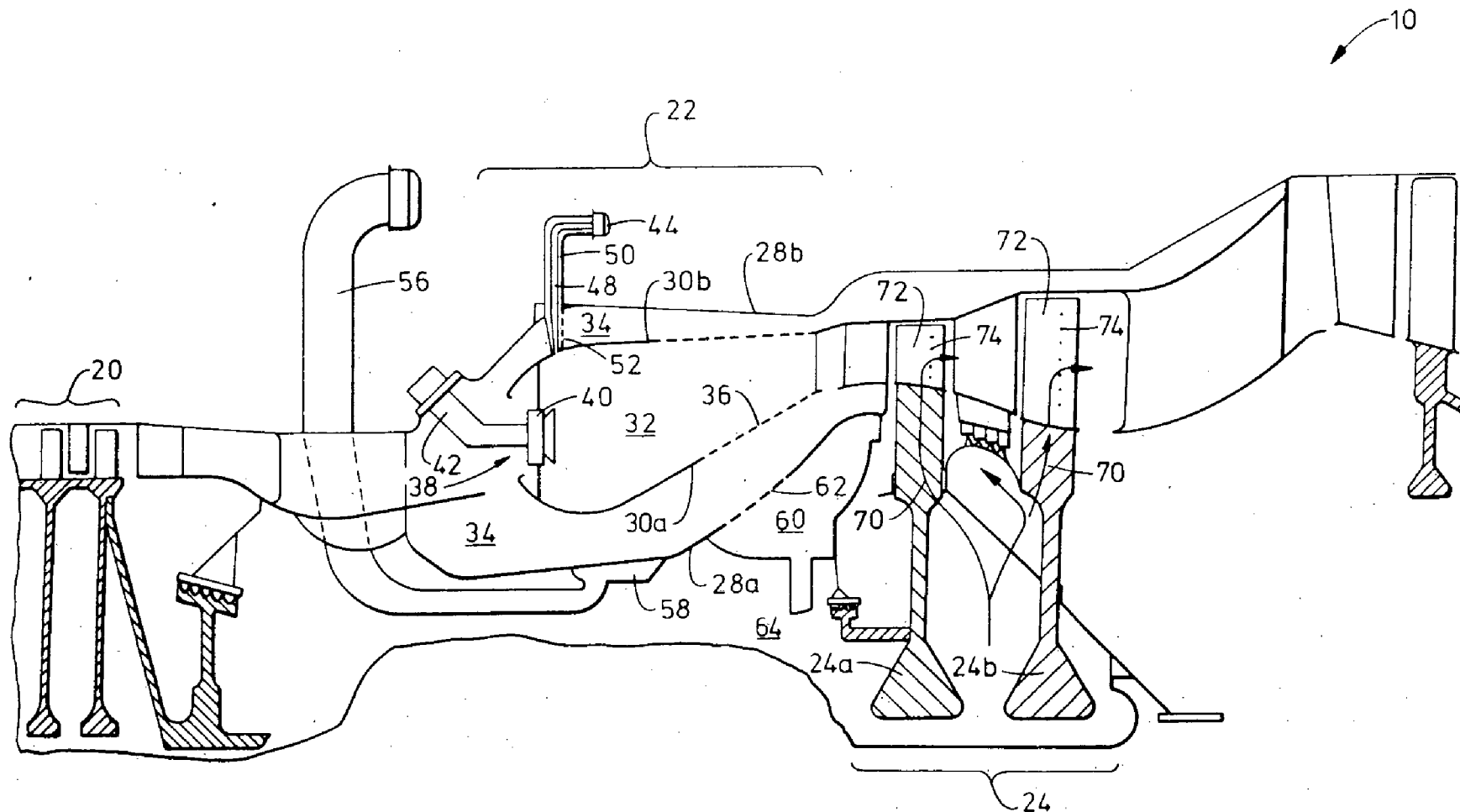
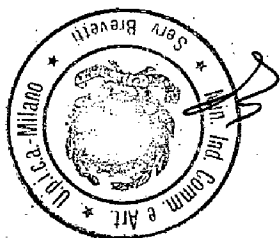


FIG. 1

2265 2A/89



P. H. Mandatarlo
Dott. Giuliano Michelotti
Giuliano Michelotti

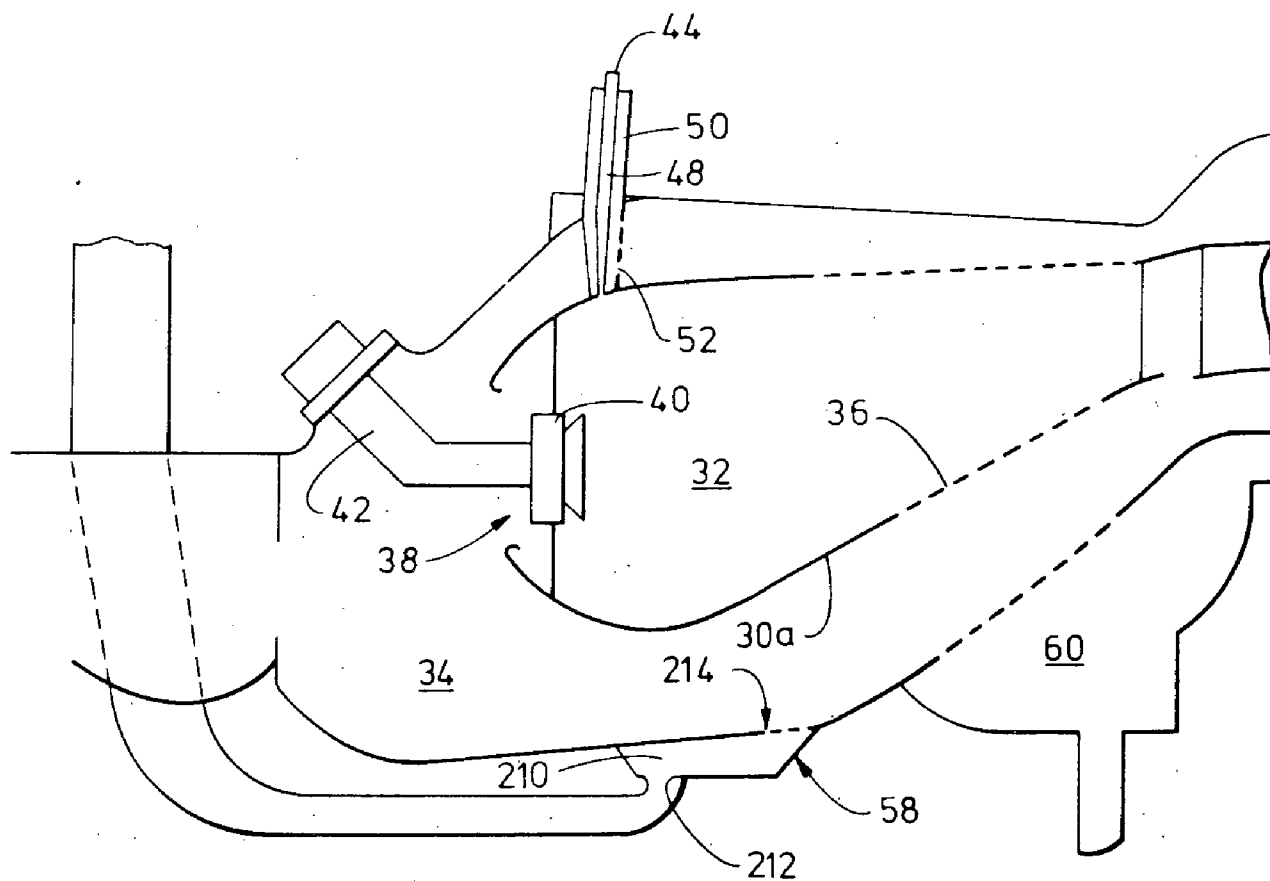
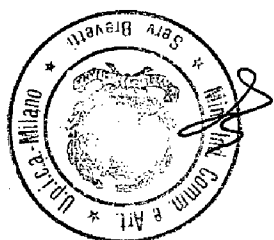


FIG. 2

2265 2A/89



p. Il Mandatarlo
Dott. Giuliano Michelotti
Giuliano Michelotti