

ITALIAN PATENT OFFICE

Document No.

102010901901021A1

Publication Date

20120621

Applicant

AVIO S.P.A.

Title

ROTORE PALETTATO DI UNA TURBINA A GAS PER MOTORI AERONAUTICI
E METODO PER IL RAFFREDDAMENTO DI DETTO ROTORE PALETTATO

DESCRIZIONE

del brevetto per invenzione industriale dal titolo:

"ROTORE PALETTATO DI UNA TURBINA A GAS PER MOTORI AERONAUTICI E METODO PER IL RAFFREDDAMENTO DI DETTO ROTORE PALETTATO"

di AVIO S.P.A.

di nazionalità italiana

con sede: STRADA DEL DROSSO 145

TORINO (TO)

Inventori: COUTANDIN Daniele, ZECCHI Stefano

***** **** *****

La presente invenzione è relativa ad un rotore palettato di turbina a gas per motori aeronautici.

Come è noto, una turbina a gas per motori aeronautici comprende, generalmente, uno o più rotori palettati rotanti, ciascuno dei quali comprende, a sua volta, un disco turbina ed una corona di palette, le quali circondano lo stesso disco turbina e presentano ciascuna una propria radice trattenuta in una sede o cava perimetrale del disco turbina.

I dischi turbina sono componenti che, oltre ad essere sottoposti ad elevate sollecitazioni meccaniche per effetto degli elevati regimi di rotazione, sono assoggettati ad elevate sollecitazioni termiche, dal momento che essi operano in ambiente a temperatura estremamente elevata a

causa dell'estrema vicinanza con il flusso dei gas caldi che impatta sulle palette.

Per un ottimale funzionamento della turbina si rende, quindi, necessario controllare la temperatura di esercizio di tali dischi turbina mantenendo la stessa temperatura di esercizio al di sotto di un valore di soglia prestabilito o critico.

A tale scopo, è noto di spillare una massa determinata di aria dal compressore associato alla turbina e di inviare la stessa massa di aria verso la zona di attacco delle palette al disco turbina. Nella zona di attacco delle palette al disco, l'aria viene fatta fluire in maniera forzata attraverso passaggi assiali aventi una lunghezza pari allo spessore del disco e delimitati, ciascuno, dal fondo della relativa cava, da una parte, e dalla radice della corrispondente paletta, dall'altra. Durante l'attraversamento dei passaggi, l'aria asporta parte del calore dal disco riscaldandosi.

Sebbene utilizzata, la modalità di raffreddamento descritta risulta essere scarsamente efficiente e, in ogni caso, non in grado di consentire un raffreddamento uniforme del disco turbina. Quanto appena esposto è conseguente al fatto che durante l'avanzamento all'interno dei passaggi, la temperatura dell'aria cresce progressivamente e, conseguentemente, il disco turbina presenta temperature

variabili da punto a punto. Oltre a questo, nelle soluzioni note, le dimensioni del condotto del flusso d'aria e, in particolare, la sua altezza non sono praticamente modificabili in quanto imposte dalle caratteristiche geometriche e dalle dimensioni dell'accoppiamento radice-disco.

L'accoppiamento radice-disco determina poi anche la geometria della sezione di passaggio dell'aria, la quale, come è noto, presenta una dimensione radiale che è massima al centro, ossia lungo un asse di simmetria della radice e si riduce fino ad azzerarsi in corrispondenza dei punti laterali di contatto radice-disco. Questo produce una concentrazione di aria nella zona centrale ed un flusso minimo nelle zone laterali, dove il raffreddamento del disco risulta, pertanto, meno efficace rispetto alla zona centrale.

Scopo della presente invenzione è quello di realizzare un rotore palettato di una turbina a gas, le cui caratteristiche realizzative permettano di risolvere in maniera semplice ed economica i problemi sopra esposti e, in particolare, di ottenere un efficace ed uniforme raffreddamento del disco turbina.

Secondo la presente invenzione viene realizzato un rotore palettato di una turbina a gas per motori aeronautici; il rotore comprendendo un disco turbina

rotante comprendente una corona di sedi perimetrali di ritenzione, una corona di palette comprendenti, ciascuna, una rispettiva radice alloggiata e trattenuta in una rispettiva detta sede di ritenzione, e mezzi di raffreddamento del detto disco turbina; i detti mezzi di raffreddamento comprendendo per ciascuna paletta, un passaggio per una massa d'aria di raffreddamento ricavato tra il disco turbina e la relativa detta radice, caratterizzato dal fatto che i detti mezzi di raffreddamento comprendono, inoltre, per ciascun detto passaggio mezzi distributori alloggiati in detto passaggio per suddividere la detta massa di aria entrante in detto passaggio in due o più flussi di aria e mezzi di guida per dirigere ciascun detto flusso di aria verso il detto disco turbina.

L'invenzione è, inoltre, relativa ad un metodo per il raffreddamento di un rotore di una turbina a gas.

Secondo la presente invenzione viene fornito un metodo per il raffreddamento di un rotore palettato di una turbina a gas per motori aeronautici; il rotore palettato comprendendo un disco turbina ed una corona di palette presentanti rispettive radici di attacco al disco turbina e delimitanti con il disco stesso rispettivi passaggi per aria di raffreddamento; il metodo comprendendo le fasi di spostare una massa di aria di raffreddamento attraverso

ciascuno dei detti passaggi, ed essendo caratterizzato dal fatto che lo spostamento della detta massa di aria di raffreddamento comprende le fasi suddividere, all'interno di ciascun detto passaggio, la massa di aria entrante in due o più flussi di aria e di dirigere ciascun detto flusso di aria verso il detto disco turbina.

L'invenzione verrà ora descritta con riferimento alle figure allegate, che ne illustrano un esempio di attuazione non limitativo, in cui:

la figura 1 illustra, schematicamente ed in semi-sezione radiale, una preferita forma di realizzazione di rotore palettato secondo la presente invenzione;

la figura 2 è una sezione schematica secondo la linea II-II della figura 1; e

la figura 3 illustra, in scala fortemente ingrandita, un particolare della figura 1.

Nelle figure 1 e 2, con 1 è indicato nel suo complesso un rotore di una turbina a gas per motori aeronautici.

Il rotore 1 comprende un disco turbina 2 rotante attorno ad un asse turbina 3 (figura 2) e, a sua volta, comprendente una pluralità di sedi 4 perimetrali di ritenzione, di per sé note e non descritte in dettaglio, una sola delle quali è visibile nelle figure allegate. Il rotore 1 comprende, poi, una corona di palette 5 (una sola delle quali è visibile nelle figure allegate), ciascuna

delle quali presenta un proprio asse 6 e comprende una radice o lobo 7 alloggiato e trattenuto nella relativa sede 4. La radice 7 delimita, con una superficie interna 9 della sede 4, un passaggio assiale 10 attraversato, in uso, da una massa di aria di raffreddamento del disco turbina 2.

Con specifico riferimento alla figura 1, all'interno del passaggio 10 è previsto un dispositivo 12 di distribuzione della massa di aria entrante e di guida dell'aria distribuita verso il disco turbina 2.

Il dispositivo 12 comprende un recesso 14 ricavato all'interno della radice 7 e delimitato da una parete 15 di fondo, nel particolare esempio descritto piana, ed affacciata ad una porzione intermedia della superficie 9 e due pareti laterali 16 (fig. 1). Il recesso 14 presenta un ingresso 14a assiale (fig.2) per l'immissione dell'aria di raffreddamento ed è chiuso da una parete assiale 14b di fondo disposta sul lato di uscita della stessa aria.

Il recesso 14 è parzialmente chiuso, dalla parte rivolta verso la superficie 9, da un elemento forato 18 e sagomato di distribuzione dell'aria sulla superficie 9. L'elemento forato 18 è stabilmente collegato alla radice 7 in posizione affacciata alla superficie 9, è raccordato alla superficie laterale della radice 7 stessa e delimita con il recesso 14 una camera di accumulo dell'aria, indicata con B.

L'elemento forato 18 comprende una pluralità di fori calibrati 19 e 20, i cui assi 21,22 intersecano una corrispondente porzione della superficie 9. La posizione e la distribuzione dei fori 19,20 e l'orientamento dei rispettivi assi 21,22 sono determinati in modo da ottenere una distribuzione ottimale dell'aria al fine di determinare un uniforme raffreddamento delle parti investite dall'aria stessa.

Sempre con riferimento alle figure allegate, l'elemento forato 18 delimita con la superficie 9 un condotto cieco 25 avente una propria uscita 26 disposta dalla stessa parte ed all'interno della parete 14b. Il condotto 25 presenta uno spessore S ed è chiuso a sostanziale tenuta di fluido in corrispondenza dell'ingresso 14a da una parete 27.

In uso, la massa d'aria inviata nella camera B attraverso l'ingresso 14a, pressurizza, dapprima, la camera B stessa per poi fluire nel canale 25 attraverso i fori 19,20. I fori 19 e 20 assolvono alla duplice funzione di suddividere la massa d'aria entrante in un pluralità di flussi d'aria fra loro indipendenti e di dirigere o orientare ciascun flusso di aria in una determinata direzione coincidente con l'asse del relativo foro e verso una corrispondente zona della superficie 9 di fondo della sede 4 di ritenzione. In questo modo, la massa d'aria

presente nella camera B viene suddivisa ed orientata in direzioni prestabilite ottenendo un raffreddamento ottimale ed uniforme del disco turbina 2. Sperimentalmente si è potuto constatare che la descritta distribuzione o suddivisione della massa d'aria entrante permette di ottenere una temperatura desiderata del disco turbina 2 lungo l'intero percorso seguito dall'aria, ossia in una direzione parallela all'asse 3 della turbina e di controllare tale temperatura. Inoltre, rispetto alle soluzioni note, la suddivisione della massa d'aria entrante consente di incrementare sensibilmente l'efficienza del raffreddamento e/o di ridurre la massa di aria. Praticamente, infatti, si è potuto constatare come i diversi flussi di aria ottenuti abbiano una elevata capacità di asportazione del calore.

Da quanto precede appare evidente che la suddivisione della massa entrante e la distribuzione della stessa aria sul disco turbina possono essere ottenuti utilizzando un elemento forato diverso dall'elemento 18 descritto a titolo di esempio o prevedendo, ad esempio, due porzioni o corpi distinti assolvendo uno alla funzione di suddivisione della massa d'aria e l'altro all'orientamento dell'aria suddivisa.

Infine, il recesso 14 potrebbe essere ricavato solo in parte all'interno della radice 7.

RIVENDICAZIONI

1. Rotore palettato di una turbina a gas per motori aeronautici; il rotore comprendendo un disco turbina rotante comprendente una corona di sedi perimetrali di ritenzione, una corona di palette comprendenti, ciascuna, una rispettiva radice alloggiata e trattenuta in una rispettiva detta sede di ritenzione, e mezzi di raffreddamento del detto disco turbina; i detti mezzi di raffreddamento comprendendo per ciascuna paletta, un passaggio per una massa d'aria di raffreddamento ricavato tra il disco turbina e la relativa detta radice, caratterizzato dal fatto che i detti mezzi di raffreddamento comprendono, inoltre, per ciascun detto passaggio mezzi distributori alloggiati in detto passaggio per suddividere la detta massa di aria entrante in detto passaggio in due o più flussi di aria e mezzi di guida per dirigere ciascun detto flusso di aria verso il detto disco turbina.

2.- Rotore secondo la rivendicazione 1, caratterizzato dal fatto che i detti mezzi distributori comprendono una camera d'aria ricavata almeno parzialmente in detta radice per accogliere almeno parte della detta massa di aria entrante.

3.- Rotore secondo la rivendicazione 2, caratterizzato dal fatto che i detti mezzi distributori comprendono un

elemento forato disposto a chiusura della detta camera d'aria.

4.- Rotore secondo la rivendicazione 3, caratterizzato dal fatto che i detti mezzi di guida sono portati dal detto elemento forato.

5.- Rotore secondo la rivendicazione 4, caratterizzato dal fatto che il detto elemento forato comprende due o più fori orientati di guida estendentisi in rispettive direzioni intersecanti rispettive porzioni di una superficie di fondo della relativa sede di ritenzione.

6.- Rotore secondo la rivendicazione 4 o 5, caratterizzato dal fatto che il detto elemento forato comprende uno o più fori orientati di guida estendentisi in rispettive direzioni formanti un angolo diverso da zero con un piano di giacitura di un asse di simmetria della relativa detta paletta ed ortogonale ad un asse di rotazione del detto disco turbina.

7.- Rotore secondo una delle rivendicazioni da 3 a 6, caratterizzato dal fatto che il detto elemento forato si estende parallelamente ad una superficie di fondo della relativa detta sede di ritenzione e delimita con detta superficie di fondo un condotto di uscita della detta massa d'aria a spessore sostanzialmente costante.

8.- Metodo per il raffreddamento di un rotore palettato di una turbina a gas per motori aeronautici; il

rotore palettato comprendendo un disco turbina ed una corona di palette presentanti rispettive radici di attacco al disco turbina e delimitanti con il disco stesso rispettivi passaggi per aria di raffreddamento; il metodo comprendendo le fasi di spostare una massa di aria di raffreddamento attraverso ciascuno dei detti passaggi, ed essendo caratterizzato dal fatto che lo spostamento della detta massa di aria di raffreddamento comprende le fasi di suddividere, all'interno di ciascun detto passaggio, la massa di aria entrante in due o più flussi di aria e di dirigere ciascun detto flusso di aria verso il detto disco turbina.

9.- Metodo secondo la rivendicazione 8, caratterizzato dal fatto che la suddivisione della detta massa d'aria comprende le fasi di inviare la massa di aria all'interno di una camera d'aria ricavata almeno parzialmente in detta radice e viene effettuata all'uscita dalla detta camera.

10.- Metodo secondo la rivendicazione 9, caratterizzato dal fatto che la suddivisione della detta massa d'aria nei detti flussi viene effettuata spostando la massa d'aria attraverso un elemento forato disposto a chiusura della detta camera d'aria.

p.i.: AVIO S.P.A.

Giancarlo REVELLI

CLAIMS

1. A gas turbine bladed rotor for aeronautic engines; the rotor comprising a rotating turbine disk comprising a crown of peripheral retaining seats, a crown of blades each comprising a respective root housed and retained in a respective said retaining seat, and cooling means for said turbine disk; said cooling means comprising for each blade, a passage for a cooling air mass obtained between the turbine disk and the corresponding said root, characterised in that said cooling means also comprise, for each said passage, distributing means housed in said passage to subdivide said air mass incoming in said passage into two or more air flows and guide means to direct each said air flow towards said turbine disk.

2. The rotor according to claim 1, characterised in that said distributing means comprise an air chamber obtained at least partially in said root to house at least part of said incoming air mass.

3. The rotor according to claim 2, characterised in that said distributing means comprise a perforated element arranged to close said air chamber.

4. The rotor according to claim 3, characterised in that said guide means are borne by said perforated element.

5. The rotor according to claim 4, characterised in that said perforated element comprises two or more oriented guide holes extending in respective directions intersecting respective portions of a bottom surface of the respective retaining seat.

6. The rotor according to claim 4 or 5, characterised in that said perforated element comprises one or more oriented guide holes extending in respective directions forming an angle other than zero with a lying plane of a symmetry axis of the respective said blade and orthogonal to a rotation axis of said turbine disk.

7. The rotor according to one of claims 3 to 6, characterised in that said perforated element extends parallelly to a bottom surface of the respective said retaining seat and defines with said bottom surface an outlet duct of said air mass having a substantially constant thickness.

8. A method for cooling a gas turbine bladed rotor for aeronautic engines; the bladed rotor comprising a turbine disk and a crown of blades having respective attachment roots to the turbine disk and defining with the disk respective passages for cooling air; the method comprising the steps of displacing a cooling air mass through each of said passages, and being characterised in that the

displacement of said cooling air mass comprises the steps of subdividing, within each said passage, the incoming air mass into two or more air flows and directing each said air flow towards said turbine disk.

9. The method according to claim 8, characterised in that the subdivision of said air mass comprises the steps of feeding the air mass within an air chamber obtained at least partially in said root and is performed at the outlet of said chamber.

10. The method according to claim 9, characterised in that the subdivision of said air mass into said flows is performed by displacing the air mass through a perforated element arranged to close said air chamber.

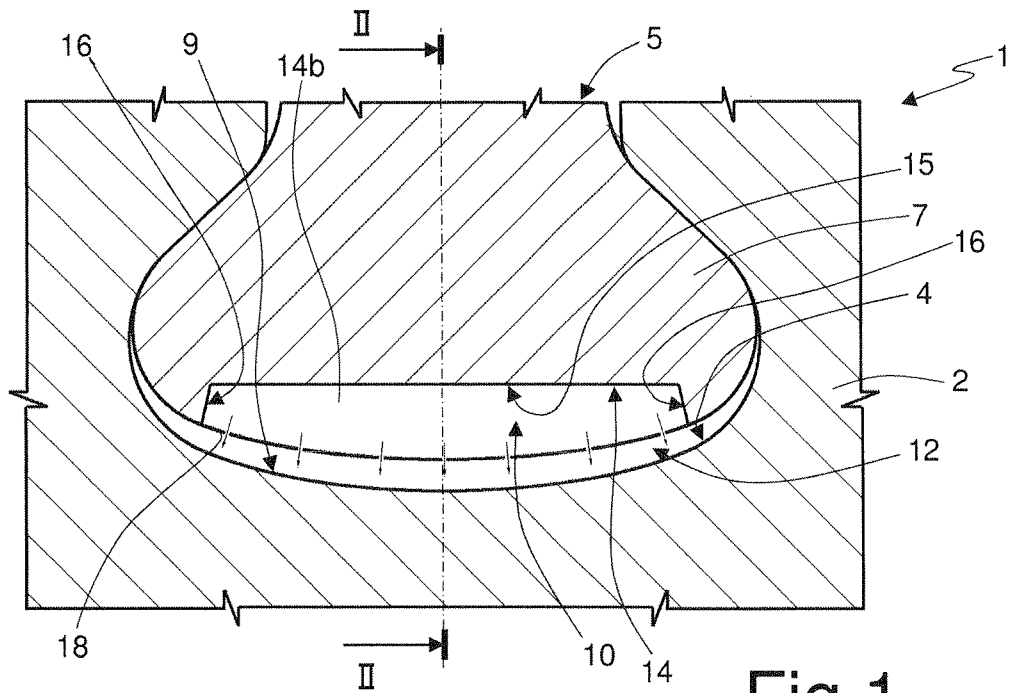


Fig. 1

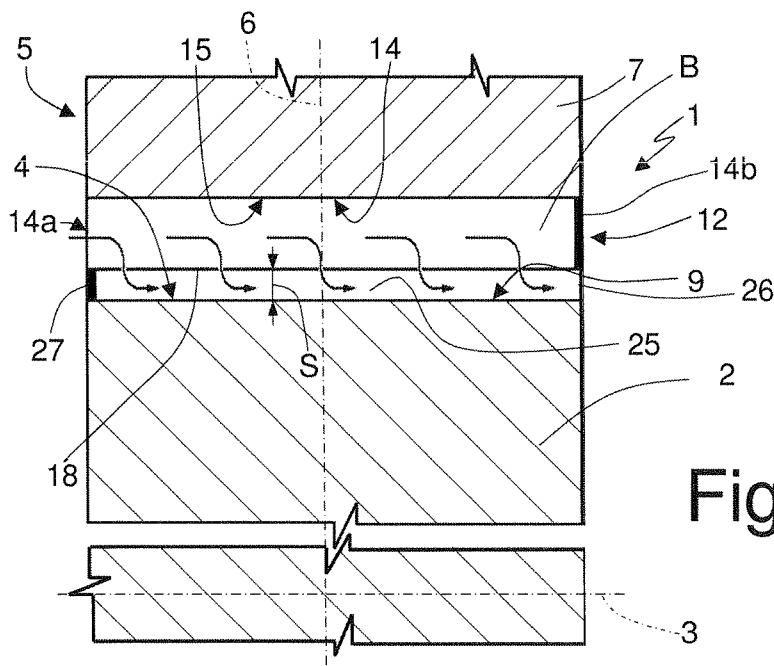


Fig. 2

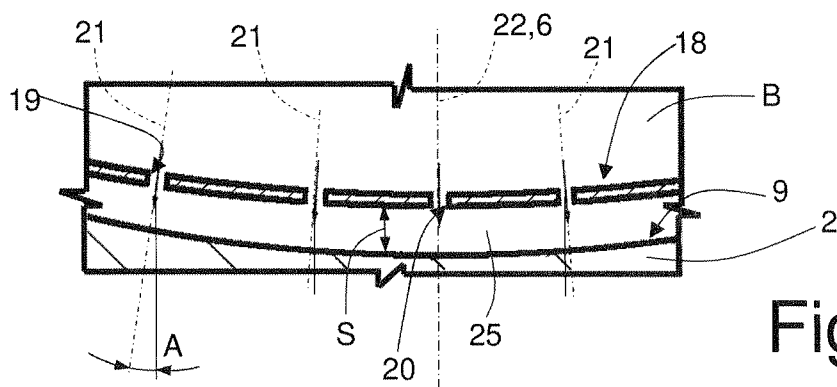


Fig. 3

p.i.: AVIO S.P.A.

Giancarlo REVELLI
(Iscrizione Albo nr. 545/BM)