

ITALIAN PATENT OFFICE

Document No.

102012902060129A1

Publication Date

20131214

Applicant

AVIO S.P.A.

Title

TURBINA A GAS PER MOTORI AERONAUTICI

DESCRIZIONE

del brevetto per invenzione industriale dal titolo:
"TURBINA A GAS PER MOTORI AERONAUTICI"

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 una turbina a gas per motori aeronautici.

Come è noto, una turbina a gas per motori aeronautici comprende una parte statica avente un corpo o involucro esterno, noto come casing, ed una parte rotoria disposta all'interno della, ed accoppiata alla parte statica.

Al fine di controllare le deformazioni che si verificano per effetto del carico termico ed ottimizzare conseguentemente i giochi tra la parte statica e quella rotoria al variare della temperatura di esercizio, è noto di raffreddare l'involucro esterno dirigendo sulla superficie esterna dello stesso involucro, che è tipicamente una superficie liscia, dei getti di aria fredda. Variando la portata di aria e dirigendo la stessa aria in zone specifiche è possibile controllare le

deformazioni delle diverse parti fra loro in moto relativo.

Nelle soluzioni ad oggi note, vengono utilizzati dei dispositivi di raffreddamento, nei quali l'aria viene distribuita utilizzando una maglia di tubazioni, la quale circonda l'involucro esterno e comprende una pluralità di tubi longitudinali esterni di alimentazione dell'aria ed una pluralità di tubi circolari interni di distribuzione dell'aria stessa. I tubi di distribuzione ricevono l'aria di raffreddamento dai tubi longitudinali e sono provvisti di aperture di uscita dell'aria, le quali sono rivolte verso la superficie esterna e sono fra loro distanziate in direzione circolare per distribuire l'aria lungo l'intera periferia circolare esterna dell'involucro.

Al fine di ottimizzare l'impatto dell'aria sulle diverse parti della superficie esterna dell'involucro, le citate aperture di uscita vengono dimensionate in modo da ottenere una desiderata portata d'aria ed i tubi circolari sono posti ad una distanza predefinita dalla superficie laterale, normalmente dell'ordine di qualche millimetro.

I dispositivi di raffreddamento noti del tipo sopra definito, anche se universalmente utilizzati, risultano essere relativamente pesanti, in quanto i tubi utilizzati

e, in particolare quelli di distribuzione dell'aria, devono necessariamente essere realizzati in acciaio per poter supportare gli elevati carichi termici dovuti alla forte vicinanza dei tubi circonferenziali stessi alla superficie esterna dell'involucro.

Inoltre, i dispositivi noti non consentono di ridurre oltre determinati valori la portata di aria a parità di efficacia di raffreddamento o di incrementare il raffreddamento a parità di portata di aria.

Scopo della presente invenzione è quello di realizzare una turbina a gas per motori aeronautici, le cui caratteristiche realizzative consentano di risolvere in maniera semplice ed economica i problemi sopra esposti.

Secondo la presente invenzione viene realizzata una turbina a gas per motori aeronautici, come rivendicato nella rivendicazione 1.

L'invenzione verrà ora descritta con riferimento ai disegni annessi che ne illustrano un esempio di attuazione non limitativa in cui:

la figura 1 illustra, schematicamente e sostanzialmente a blocchi ed in sezione con parti asportate per chiarezza, una preferita forma di attuazione di una turbina a gas per motori aeronautici realizzata secondo i dettami della presente invenzione;

la figura 2 è una vista prospettiva parziale di un gruppo di raffreddamento della figura 1;

la figura 3 illustra, in sezione ed in scala ingrandita, un particolare della figura 1;

la figura 4 è una figura analoga alla figura 3 ed illustra una variante di un particolare della figura 4; e

la figura 5 è una sezione analoga alla figura 4 ed illustra una ulteriore variante di un particolare della figura 4.

Nella figura 1, con 1 è indicata, nel suo complesso, una turbina a gas per motori aeronautici. La turbina 1 comprende un corpo statorico esterno cavo indicato nel suo complesso con 2, un corpo rotorico interno 3 girevole attorno ad un asse turbina 4 ed un dispositivo di tenuta, di per sé noto e non descritto in dettaglio, disposto tra il corpo statorico 2 ed il corpo rotorico 3.

Con riferimento alle figure 1 e 3, il corpo statorico 2 comprende un involucro esterno 5 delimitato da una propria superficie esterna 6 presentante una generatrice 7 rettilinea longitudinale, nel caso specifico, inclinata rispetto all'asse 4.

L'involucro esterno 5 è raffreddato tramite un dispositivo 8 di raffreddamento ad aria, il quale, con riferimento alla figura 2, comprende una gabbia 9 di tubi circondante l'involucro esterno 5. La gabbia 9 comprende,

a sua volta, una pluralità di tubi longitudinali 10 di alimentazione dell'aria ed una pluralità di tubi circolari 11 interni di distribuzione dell'aria stessa sulla superficie esterna 6. I tubi circolari 11 ricevono l'aria di raffreddamento dai tubi longitudinali 10 e sono provvisti di una pluralità di aperture 12 o fori di uscita dell'aria distribuiti lungo la periferia interna dei tubi circolari 11; ciascuna apertura 12 è, quindi, rivolta verso la superficie esterna 6 ed è atta a permettere il passaggio di un rispettivo flusso 13 di aria di raffreddamento avente un proprio asse 14 praticamente ortogonale alla generatrice 7 (figura 3).

I flussi 13 di ciascun tubo circolare 11 impattano su una rispettiva porzione 15 della superficie esterna 6; ciascuna porzione 15 è concava con concavità rivolta verso la rispettiva apertura 12 e delimita parzialmente un canale circolare 16 continuo ricavato sulla superficie laterale 6 ed intersecato dai flussi 13 in punti di massima profondità del canale 16.

Nel particolare esempio illustrato, ciascun canale 16 è simmetrico rispetto ad un piano radiale contenente gli assi 14 dei citati flussi e passante per i rispettivi punti di massima profondità. Secondo una variante non illustrata, uno o più canali 16 sono asimmetrici rispetto

al sopra citato piano radiale.

Sempre con riferimento alla figura 3, sulla superficie laterale 6 da parti opposte del canale 16 sono ricavati due gruppi di canali circolariferenziali 18 fra loro adiacenti e paralleli al canale 16. I canali 18, che presentano rispettive semi-sezioni di passaggio minori di quella del canale 16 e profondità massime minori o uguali a quella del canale 16 stesso, modificano localmente nell'intorno del canale 16 la superficie esterna 6 rendendola una superficie scanalata o corrugata.

Ancora con riferimento alla figura 3, il dispositivo 8 di raffreddamento comprende, inoltre, per ciascun tubo circolariferenziale 11 una relativa parete 20 anulare di schermatura e supporto interposta tra il rispettivo tubo circolariferenziale 11 stesso e la superficie esterna 6. La parete anulare 20 è stabilmente collegata all'involucro esterno 5 tramite distanziali 5a estendentisi verso l'esterno a partire dalla superficie 6, è distanziata da una parete 20 ad essa adiacente ed è posta ad una distanza dalla superficie laterale 6 maggiore della distanza della stessa parete circolariferenziale 20 dal rispettivo tubo circolariferenziali 11.

presenta, in corrispondenza di ciascuna delle aperture 12, rispettive aperture radiali 22 di passaggio dei flussi di aria e delimita con la superficie laterale

6 un condotto anulare longitudinale, indicato con 23. Il condotto anulare 23 presenta una sezione rastremata in corrispondenza delle aperture 22 e del rispettivo canale circonferenziale 16 e due tratti terminali longitudinali 24 opposti con sezione crescente all'aumentare della distanza dai rispettivi canali 18.

La superficie interna 26 della parete 20 rivolta verso la superficie laterale 6 è, convenientemente, rivestita uno strato 27 di materiale termicamente isolante, il quale comprende almeno uno strato esterno di materiale riflettente, ad esempio alluminio, e definisce una barriera termica che ostacola il passaggio di calore verso il tubi circonferenziali 11.

Ciascun tubo circonferenziale 11 è accoppiato ad una superficie esterna della parete 20 tramite una pluralità di elementi distanziali 29, i quali permettono il passaggio di un flusso 30a di aria di raffreddamento incidente sui tubi circonferenziali 11 tra i tubi circonferenziali 11 stessi e la relativa parete 20, come illustrato in figura 3, incrementando, in tal modo, l'efficacia della citata barriera termica.

Sempre con riferimento alla figura 3, il dispositivo 8 di raffreddamento comprende, inoltre, per ciascuna delle aperture 12, un rispettivo condotto 30 di guida del relativo flusso 13 di aria; ciascun condotto 30 è

definito da una porzione tubolare 31 che si estende tra il relativo tubo circonferenziale 11 e la parete anulare 20 e presenta un tratto terminale definito dalla relativa apertura 22.

Convenientemente, ciascuna delle aperture 22 di uscita presenta una dimensione A misurata parallelamente alla generatrice 7 che è maggiore della corrispondente uscita 12 ed è minore della larghezza B del rispettivo canale circonferenziale 16 misurata nella stessa direzione. Tali condizioni permettono di incrementare l'efficacia del raffreddamento.

Convenientemente, inoltre, ciascun condotto 30 è un condotto divergente verso il canale 16 e la relativa porzione tubolare 31 presenta aperture o passaggi laterali 33 sfocianti nel relativo condotto 30 e di ingresso o di immissione di una parte del flusso 30a e richiamata nel condotto stesso dal flusso 13 di aria.

Preferibilmente, i tubi circonferenziali 11, le relative pareti 20, i rispettivi distanziali 29 e le rispettive porzioni tubolari 31 sono realizzati di materiale polimerico e, convenientemente, formati da una o più porzioni realizzate in un sol pezzo.

Nella variante illustrata nella figura 5, il dispositivo 8 di raffreddamento è privo della parete 20 e lo strato 27 di rivestimento riveste unicamente le

porzioni tubolari 31 e la superficie esterna dei tubi circonferenziali 11.

Secondo una ulteriore variante illustrata in figura 4, la parete anulare 20, convenientemente a generatrice sostanzialmente rettilinea, si estende unicamente al di sotto del relativo tubo circonferenziale 11, è sempre collegata al tubo circonferenziale 11 stesso dai distanziali 29 con i quali coopera per formare una struttura di supporto del relativo tubo circonferenziale 11 e la schermatura del tubo circonferenziale 11 stesso.

Da quanto precede appare evidente che nella turbina 1 descritta, il particolare dispositivo di raffreddamento permette di ridurre sensibilmente la quantità d'aria utilizzata mantenendo invariata l'efficacia di raffreddamento dei sistemi ad oggi utilizzati a parità di carichi radiativi emessi dalla parte statorica.

Quanto precede è dovuto principalmente al fatto che le tradizionali superfici esterne lisce della parte statorica su cui impattano i getti 13 di aria di raffreddamento sono sostituite da superfici circonferenziali concave che permettono di aumentare sensibilmente l'asportazione di calore. Sperimentalmente si è potuto constatare che l'asportazione di calore è ancora più efficace quando al canale principale di impatto dei flussi 13 di raffreddamento si aggiungono dei

canali secondari, i canali 18, affiancati al canale principale e di forma e geometria diversa da quelle del canale principale stesso. Quanto precede è conseguente al fatto che tali canali secondari fungono sia da promotori di turbolenza, che da aumento della superficie di scambio, proprio nella zona in cui si rileva la massima velocità relativa della massa di aria incidente sulla superficie laterale 6. La forma e le dimensioni delle semi-sezioni dei canali 16 e 18 variano in funzione delle caratteristiche dei flussi 13.

Secondo l'invenzione, i flussi 13 sono modellati dalle porzioni tubolari 31 che definiscono, tra l'altro, anche delle vere e proprie schermature per i flussi 13 stessi. Infatti, la forma di ciascuno dei flussi 13 di raffreddamento può essere controllata modificando la conicità del condotto 30 e/o richiamando parte del flusso impattante sui tubi circolari 13 attraverso i passaggi laterali 33.

Le pareti 20 cooperano ad incrementare l'asportazione di calore dalla parte statorica definendo sia una schermatura termica in quanto il loro rivestimento ostacola il passaggio di calore verso i tubi circolari 11, sia una schermatura fluidica del flusso 23 che si muove, pertanto, all'interno di un condotto anulare ed è quindi insensibile alle

perturbazioni generate da altri flussi longitudinali esterni che investono i tubi circonferenziali 11 e, ad esempio, i flussi generati dai flussi 13 di raffreddamento di monte.

Infine, il fatto di posizionare i tubi circonferenziali 11 in posizione relativamente distanziata dalla superficie laterale 6, ed il fatto di ostacolare il flusso termico proveniente dal corpo statorico e diretto verso i tubi 11 stessi permettono l'utilizzo di materiali diversi dagli attuali materiali acciaioli e in particolare l'uso di materiali decisamente più leggeri, quali sono i materiali polimerici o compositi, per la realizzazione sia dei tubi che delle pareti 20 che in generale, dell'intera schermatura termica.

L'utilizzo di materiali polimerici o compositi consente di realizzare pareti strutturali monolitiche o memo con funzione di supporto dei tubi circonferenziali 11, e di prevedere tubi circonferenziali di qualsiasi geometria e/o dimensione.

Da quanto precede appare evidente che, al dispositivo 8 descritto possono essere apportate modifiche e varianti senza per questo uscire dall'ambito protettivo definito dalla rivendicazione indipendente.

Nello specifico, la parete 20 potrebbe presentare

una geometria diversa da quella indicata a titolo di esempio e, in particolare, essere una superficie piana provvista o meno dei condotti guida dei flussi.

Infine, canali diversi per numero, dimensioni e geometria da quelli da quelli indicati e/o risalti potrebbero essere realizzati sulla superficie laterale 6 in posizione adiacente al canale 16 con lo scopi di incrementare ulteriormente la superficie lambita dall'aria e quindi lo scambio termico.

RIVENDICAZIONI

1.- Turbina a gas per motori aeronautici comprendente un corpo statorico cavo delimitato da una propria superficie esterna e mezzi di raffreddamento ad aria del detto corpo statorico, i detti mezzi di raffreddamento comprendendo una pluralità di tubi circonferenziali di distribuzione dell'aria di raffreddamento sulla detta superficie esterna disposti all'esterno della superficie esterna stessa; ciascun tubo circonferenziale presentando una pluralità di uscite di rispettivi flussi di aria di raffreddamento incidenti su corrispondenti porzioni della detta superficie esterna, caratterizzata dal fatto che ciascuna detta porzione di superficie è concava con concavità rivolta verso la rispettiva detta uscita e delimita parzialmente un rispettivo canale circonferenziale all'interno del quale impattano i detti flussi di aria.

2.- Turbina secondo la rivendicazione 1, caratterizzata dal fatto che ciascuna detta uscita ed il relativo detto flusso di aria si estendono lungo un rispettivo asse intersecante il rispettivo detto canale circonferenziale in un punto di massima profondità.

3.- Turbina secondo la rivendicazione 2, caratterizzata dal fatto che ciascun detto canale circonferenziale è simmetrico rispetto ad un piano radiale ortogonale ad una generatrice della detta superficie

esterna e passante per i rispettivi detti punti di massima profondità.

4.- Turbina secondo una qualsiasi delle rivendicazioni precedenti, caratterizzata dal fatto che i detti mezzi di raffreddamento comprendono inoltre due gruppi di ulteriori canali circolarizionali disposti da parti longitudinali opposte del detto canale circolarizionale; i detti ulteriori canali circolarizionali presentando semi-sezioni trasversali di passaggio diverse di quella del rispettivo detto canale circolarizionale.

5.- Turbina secondo una qualsiasi delle rivendicazioni precedenti, caratterizzata dal fatto che i detti mezzi di raffreddamento comprendono, inoltre, una parete tubolare interposta tra la detta superficie laterale e ciascuno dei detti tubi circolarizionali; la detta parete tubolare presentando aperture radiali di passaggio dei detti flussi di aria e delimitando con la superficie laterale un rispettivo condotto anulare longitudinale.

6.- Turbina secondo la rivendicazione 5, caratterizzata dal fatto che la detta parete tubolare è posta ad una distanza dalla detta superficie laterale maggiore delle distanza della stessa parete circolarizionale dal rispettivo detto tubo circolarizionale.

7.- Turbina secondo la rivendicazione 5 o 6,

caratterizzata dal fatto che il detto condotto anulare longitudinale presenta una sezione rastremata in corrispondenza delle dette aperture radiali e del rispettivo detto canale circonferenziale.

8.- Turbina secondo la rivendicazione 7, caratterizzata dal fatto di comprendere, inoltre, mezzi distanziali interposti tra la detta parete tubolare ed il rispettivo detto tubo circonferenziale; i detti mezzi distanziali permettendo il passaggio di un flusso di aria di raffreddamento incidente sul detto tubo circonferenziale tra il tubo circonferenziale stesso e la relativa detta parete tubolare.

9.- Turbina secondo una delle rivendicazioni da 5 a 8, caratterizzata dal fatto che i detti mezzi di raffreddamento comprendono, inoltre, uno strato di materiale termicamente isolante disposto sulla superfici delle dette pareti tubolari rivolte verso la detta superficie laterale esterna.

10.- Turbina secondo una delle rivendicazioni da 5 a 9, caratterizzata dal fatto che i detti mezzi di raffreddamento comprendono, inoltre, una superficie riflettente portata dalle dette pareti tubolari in posizione affacciata alla detta superficie laterale esterna.

11.- Turbina secondo una qualsiasi delle

rivendicazioni da 5 a 10, caratterizzata dal fatto che ciascuna delle dette aperture ricavate sulla detta parete tubolare presenta una dimensione misurata parallelamente ad una generatrice della detta superficie laterale che è minore della larghezza del detto canale circonferenziale su cui impattano i detti flussi di aria di raffreddamento misurata nella stessa direzione.

12.- Turbina secondo una qualsiasi delle rivendicazioni da 5 a 11, caratterizzata dal fatto che i detti mezzi di raffreddamento comprendono, per ciascuna delle dette uscite, una rispettiva porzione tubolare di guida del relativo detto flusso di aria estendentesi tra il relativo tubo circonferenziale e la relativa detta parete tubolare.

13.- Turbina secondo la rivendicazione 12, caratterizzata dal fatto che la detta porzione tubolare delimita un condotto di guida svasato verso la detta superficie laterale.

14.- Turbina secondo la rivendicazione 12 o 13, caratterizzata dal fatto che ciascuna delle dette porzioni tubolari è provvista di aperture laterali di ingresso nel rispettivo detto condotto di guida di una massa di aria di raffreddamento diversa da quella avanzata dal rispettivo detto tubo circonferenziale e richiamata nel relativo detto condotto dal rispettivo detto flusso di aria.

15.- Turbina secondo una qualsiasi delle rivendicazioni precedenti, caratterizzata dal fatto che i detti mezzi di raffreddamento comprendono una barriera termica ricoprente almeno parte della superficie laterale esterna dei detti tubi circonferenziali di distribuzione.

16.- Turbina secondo una qualsiasi delle rivendicazioni da 1 a 4, caratterizzata dal fatto che i detti mezzi di raffreddamento comprendono, per ciascuna detta uscita, un rispettivo corpo tubolare di guida del rispettivo detto flusso estendentesi a sbalzo dal rispettivo detto tubo circonferenziale di distribuzione verso la detta superficie laterale.

17.- Turbina secondo la rivendicazione 16, caratterizzata dal fatto che il detto corpo tubolare delimita un condotto di guida del relativo detto flusso divergente verso la detta superficie laterale.

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

Giancarlo REVELLI

TITLE: GAS TURBINE FOR AERONAUTIC ENGINES

CLAIMS

1. A gas turbine for aeronautic engines comprising a hollow stator body delimited by an outer surface thereof and air cooling means of said stator body, said cooling means comprising a plurality of circumferential tubes for distributing the cooling air on said outer surface and arranged outside the outer surface itself; each circumferential tube having a plurality of outlets of respective cooling airflows incident onto corresponding portions of said outer surface, characterized in that each said surface portion is concave with the concavity facing the respective said outlet and partially delimits a respective circumferential channel where said airflows impact.

2. A turbine according to claim 1, characterized in that each said outlet and the corresponding said airflow extend along a respective axis intersecting the respective said circumferential channel at a maximum depth point.

3. A turbine according to claim 2, characterized in that each said circumferential channel is symmetrical with respect to a radial plane orthogonal to a generatrix of said outer surface and passing through the respective said maximum depth points.

4. A turbine according to any one of the preceding

claims, characterized in that said cooling means further comprise two groups of further circumferential channels arranged on opposite longitudinal sides of said circumferential channel; said further circumferential channels having different transversal passage half-sections from that of the respective said circumferential channel.

5. A turbine according to any one of the preceding claims, characterized in that said cooling means further comprise a tubular wall interposed between said lateral surface and each of said circumferential tubes; said tubular wall having radial openings for said airflows to pass through and, with the lateral surface, delimiting a respective longitudinal annular duct.

6. A turbine according to claim 5, characterized in that said tubular wall is placed at a distance from said lateral surface greater than the distance of the same circumferential wall from the respective said circumferential tube.

7. A turbine according to claim 5 or 6, characterized in that said longitudinal annular duct has a tapered section at said radial openings and at the respective said circumferential channel.

8. A turbine according to claim 7, characterized in that it further comprises spacing means interposed between said tubular wall and the respective said circumferential

tube; said spacing means allowing a cooling airflow to pass, which is incident on said circumferential tube between the circumferential tube itself and the corresponding said tubular wall.

9. A turbine according to one of claims from 5 to 8, characterized in that said cooling means further comprise a layer of thermally insulating material arranged on the surface of said tubular walls facing said outer lateral surface.

10. A turbine according to one of claims from 5 to 9, characterized in that said cooling means further comprise a reflecting surface carried by said tubular walls in a position facing said outer lateral surface.

11. A turbine according to any one of claims 5 to 10, characterized in that each of said openings obtained on said tubular wall has a size measured parallel to a generatrix of said lateral surface which is less than the width of said circumferential channel where said cooling airflows impact, measured in the same direction.

12. A turbine according to any one of claims 5 to 11, characterized in that said cooling means comprise, for each of said outlets, a respective tubular portion to guide the corresponding said airflow extending between the corresponding circumferential tube and the corresponding said tubular wall.

13. A turbine according to claim 12, characterized in that said tubular portion delimits a guiding duct flared towards said lateral surface.

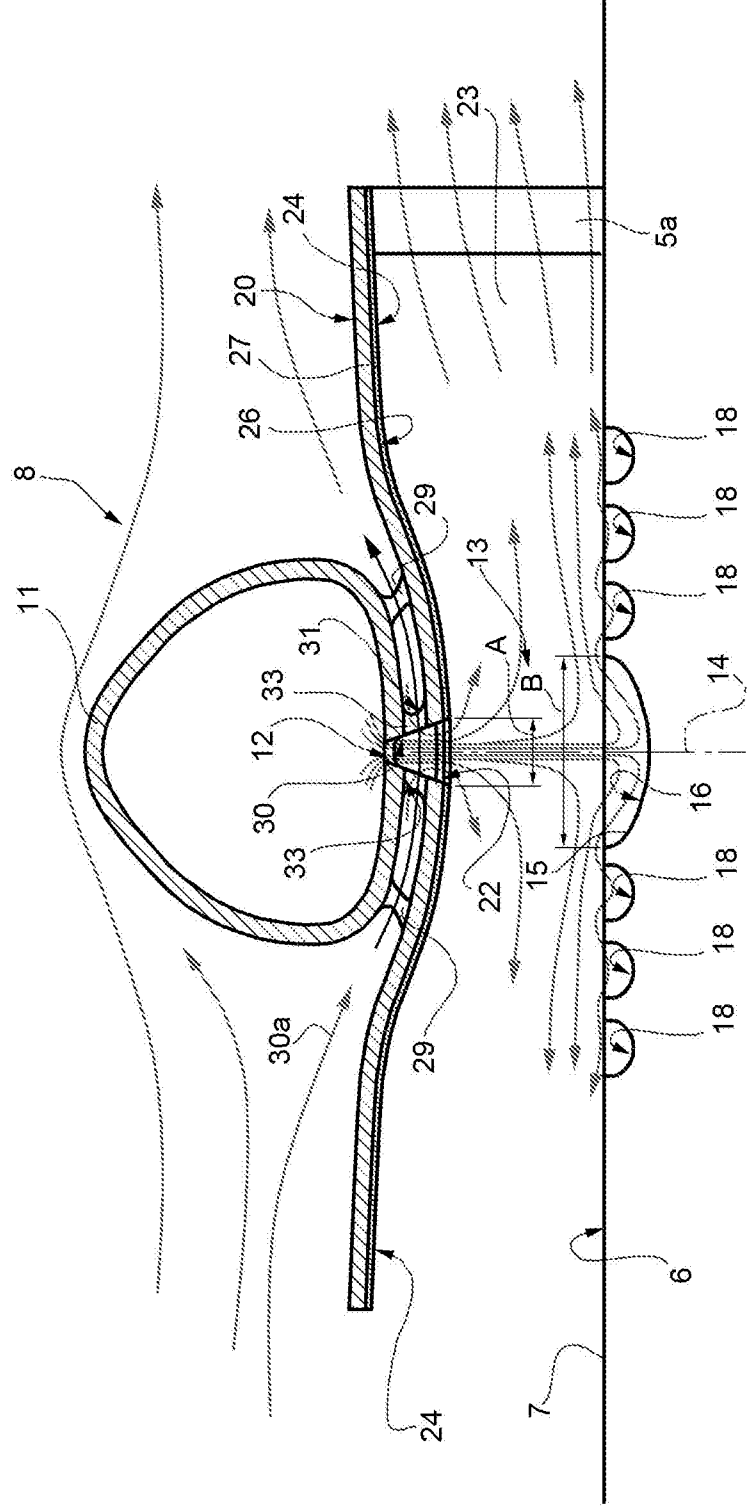
14. A turbine according to claim 12 or 13, characterized in that each of said tubular portions is provided with lateral inlet openings in the respective said guiding duct of a cooling air mass which is different from that fed by the respective said circumferential tube and drawn back into the corresponding said duct from the respective said airflow.

15. A turbine according to any one of the preceding claims, characterized in that said cooling means comprise a thermal barrier covering at least one part of the outer lateral surface of said circumferential distribution tubes.

16. A turbine according to any one of claims 1 to 4, characterized in that said cooling means comprise, for each said outlet, a respective tubular body to guide the corresponding said flow extending to protrude from the respective said circumferential distribution tube towards said lateral surface.

17. A turbine according to claim 16, characterized in that said tubular body delimits a guiding duct of the corresponding said flow diverging towards said lateral surface.

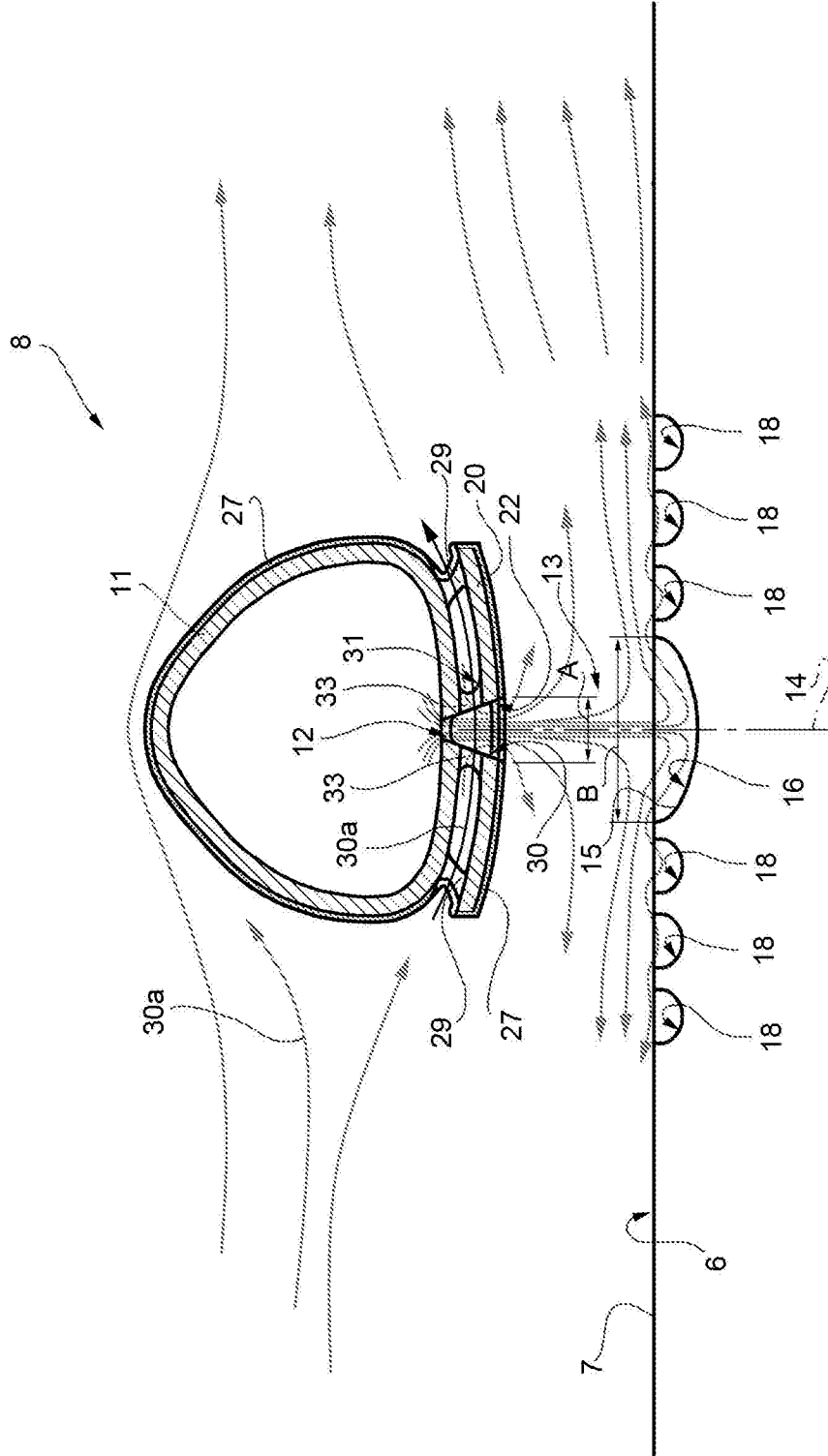
FIG. 3



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

Giancarlo REVELLI
(Iscrizione Albo nr. 545/BM)

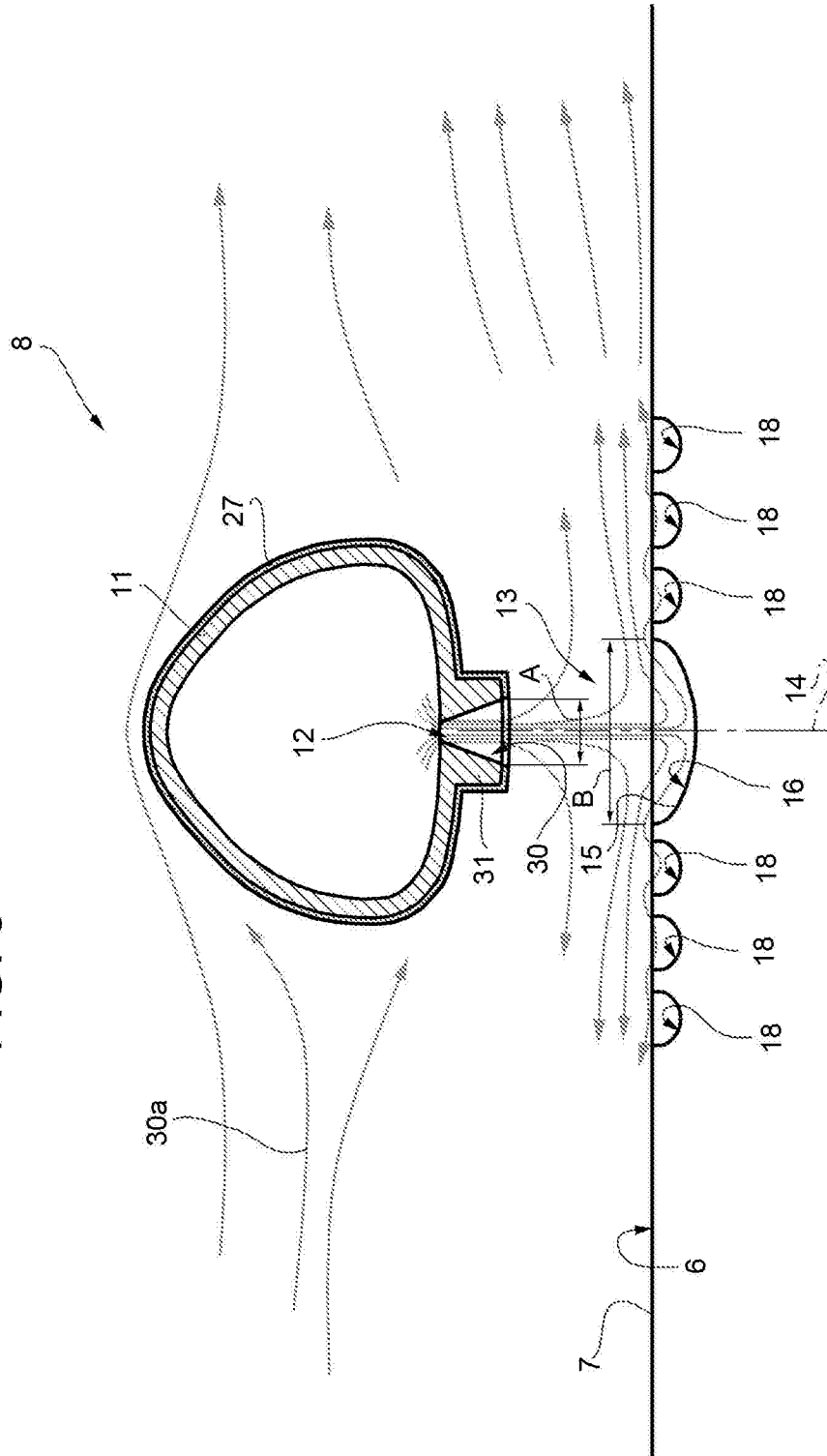
FIG. 4



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

Giancarlo REVELLI
(Iscrizione Albo nr. 545/BM)

FIG. 5



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

Giancarlo REVELLI
(Iscrizione Albo nr. 545/BM)