

ITALIAN PATENT OFFICE

Document No.

102012902060127A1

Publication Date

20131214

Applicant

AVIO S.P.A.

Title

SCHIERA DI PROFILI AERODINAMICI PER UN IMPIANTO DI TURBINA A GAS

DESCRIZIONE

del brevetto per invenzione industriale dal titolo:

"SCHIERA DI PROFILI AERODINAMICI PER UN IMPIANTO DI TURBINA
A GAS"

di AVIO S.P.A.

di nazionalità italiana

con sede: STRADA DEL DROSSO 145

TORINO (TO)

Inventori: CALZA Paolo, USSEGLIO Matteo

La presente invenzione è relativa ad una schiera di
profili aerodinamici per un impianto di turbina a gas.

Nel campo delle turbine a gas per motori aeronautici,
è nota da tempo l'esigenza di incrementare le prestazioni
limitando quanto più possibile i pesi. Questo ha portato,
nel tempo, alla realizzazione di schiere di profili
aerodinamici, i quali, da un lato, sono assoggettati ad
elevati carichi aerodinamici e, dall'altro, hanno spessori
sempre più ridotti e quindi, inevitabilmente, una bassa
rigidezza sia flessionale, che torsionale.

La ridotta rigidezza dei profili aerodinamici,
inevitabilmente, ha portato alla realizzazione di turbine
che si sono rivelate essere instabili in alcune condizioni
funzionali. In particolare, tale instabilità è imputabile
ad una marcata sensibilità a fenomeni aeroelastici

derivanti dalle interazioni aerodinamiche tra i profili aerodinamici di uno stesso stadio di turbina, con il conseguente innesco di vibrazioni che sollecitano le schiere, portando le stesse in condizioni di criticità strutturale, oltre a generare emissioni acustiche.

Questo fenomeno di vibrazioni aeroelastiche autoindotte, denominato "flutter" in lingua inglese, definisce quindi un vincolo per la progettazione delle schiere. Per limitare al minimo tale fenomeno, tipicamente si può irrigidire i profili aerodinamici, con un conseguente aumento del loro peso, che però è indesiderato, come sopra esposto.

Come alternativa vantaggiosa, è noto di variare, durante la progettazione della schiera, le caratteristiche di una parte dei profili aerodinamici in modo da discostarsi da una configurazione standard di simmetria assiale.

In altre parole, la geometria e/o la posizione relativa dei profili aerodinamici in ciascuna schiera vengono determinate in modo da "desintonizzare" ("detuning" o "mistuning" in lingua inglese) intenzionalmente le frequenze proprie dei modi critici di vibrazione tra un primo gruppo di profili aerodinamici rispetto a quelle di un secondo gruppo, e di alternare i profili aerodinamici del primo gruppo con quelli del secondo gruppo per formare

la schiera.

In questo modo, risulta che le interazioni aerodinamiche tra i profili aerodinamici adiacenti di tipo diverso si riducono, rendendo così stabile a vibrazioni l'intera schiera.

Nelle soluzioni note con profili aerodinamici aventi frequenze proprie intenzionalmente de-sintonizzate, in genere l'efficienza aerodinamica si riduce. Infatti, variando la geometria nei lati in pressione e in depressione e/o negli angoli di attacco e di uscita, tra i profili aerodinamici del primo e del secondo gruppo cambiano radicalmente le condizioni di efflusso (pressione, direzioni del flusso di gas, ecc...) nei vari canali interpalari, rispetto a quanto progettato in una condizione assial-simmetrica di tipo standard.

Il brevetto US4097192 descrive un rotore di turbina che tende a ridurre il fenomeno di "flutter" senza intaccare l'efficienza aerodinamica. In questo caso, infatti, la de-sintonizzazione viene realizzata senza alterare la geometria esterna ed il passo tra i profili aerodinamici, ma realizzando una cavità in una estremità radiale dei profili aerodinamici del primo gruppo e realizzando i profili aerodinamici del secondo gruppo come palette completamente piene.

In questo rotore, le suddette estremità radiali devono

essere libere, per cui non sono collegate tra loro tramite alcuna piattaforma anulare esterna. Tuttavia, in alcune applicazioni è opportuno, o addirittura necessario, che il rotore abbia una piattaforma anulare esterna interconnessa con i profili aerodinamici, per cui la soluzione del brevetto US4097192 non può essere adottata efficacemente.

Inoltre, le lavorazioni per asportare materiale e realizzare le cavità all'estremità radiale di una parte dei profili aerodinamici richiedono tempi e costi aggiuntivi per la produzione.

Un altro inconveniente delle soluzioni note risiede nel fatto che i profili aerodinamici del primo e secondo gruppo, essendo realizzati singolarmente con caratteristiche geometriche diverse, richiedono sistemi di immagazzinamento e di smistamento dedicati e codici di identificazione diversi. Inoltre, in fase di montaggio, è opportuno prevedere sistemi di riferimento e di posizionamento diversi per montare i vari profili aerodinamici nella corretta posizione, stabilita a progetto.

Scopo della presente invenzione è quello di realizzare una schiera di profili aerodinamici per un impianto di turbina a gas, la quale costituisca una alternativa valida rispetto alla soluzione mostrata nel brevetto US4097192, per risolvere gli inconvenienti sopra esposti in modo

relativamente semplice ed economico.

Secondo la presente invenzione viene realizzata una schiera di profili aerodinamici per un impianto di turbina a gas come definita nella rivendicazione 1.

L'invenzione verrà ora descritta con riferimento ai disegni annessi, che ne illustrano alcuni esempi di attuazione, non limitativi, in cui:

- la figura 1 è una vista frontale semplificata di una prima schiera di profili aerodinamici per un impianto di turbina a gas realizzata secondo i dettami della presente invenzione;
- la figura 2 è una prospettiva, in scala ingrandita, di un settore della prima schiera di figura 1;
- le figure 3, 3a e 3b sono sezioni trasversali dei profili aerodinamici del settore di figura 2, realizzate a determinati raggi rispetto al centro della schiera, rispettivamente secondo le linee di sezione III-III, IIIa-IIIa e IIIb-IIIb di figura 2;
- le figure 4 e 5 sono rispettivamente analoghe alle figure 2 e 3 e mostrano un settore di una seconda schiera di profili aerodinamici per un impianto di turbina a gas, realizzata secondo i dettami della presente invenzione;
- la figura 6 è analoga alla figura 2 ed illustra in

scala ingrandita e con parti asportate per chiarezza una variante della figura 2;

- le figure da 7 a 10 sono analoghe alle figure 2 e 3 mostrano altre due varianti; e
- le figure 11 e 12 sono analoghe anch'esse alle figure 2 e 3 e mostrano un settore di una terza schiera di profili aerodinamici per un impianto di turbina a gas, realizzata secondo i dettami della presente invenzione.

Nella figura 1, il numero di riferimento 1 indica una schiera di profili aerodinamici che, nell'esempio illustrato, costituisce parte di uno statore in uno stadio di turbina, facente parte per un impianto di turbina a gas (non illustrato).

La schiera 1 comprende una pluralità di settori 2, i quali sono affiancati tra loro lungo una direzione circonferenziale attorno ad un asse 1a, che coincide con l'asse dello stadio di turbina.

Secondo un aspetto preferito della presente invenzione, i settori 2 sono identici e sono definiti da rispettivi corpi monolitici, ciascuno dei quali è stato realizzato in un sol pezzo, ad esempio tramite fusione in opportuni stampi. Come visibile in figura 2, ciascun settore 2 comprende almeno due profili 5a, 5b aerodinamici, aventi complessivamente forme esterne diverse tra loro,

come meglio verrà spiegato nel seguito. Pertanto, ciascun settore 2 forma una sorta di modulo che viene ripetuto lungo la circonferenza dello statore in fase di montaggio. Nello specifico esempio, tale modulo comprende sei profili aerodinamici in tutto.

Ciascun modulo o settore 2 comprende, inoltre, una porzione 3 interna ed una porzione 4 esterna, le quali si estendono ad arco di cerchio attorno all'asse 1a e sono appoggiate in direzione circonferenziale e/o collegate, rispettivamente, alle porzioni 3 e 4 dei settori 2 adiacenti, in modo da formare una piattaforma anulare interna 3a ed una piattaforma anulare esterna 4a (figura 1), che generalmente vengono indicate in lingua inglese con i termini "end-walls". E' evidente che le piattaforme 3a e 4a delimitano radialmente un canale anulare 5 (fig. 1), che guida il flusso di gas nella turbina ed ospita i profili aerodinamici 5a e 5b.

Ancora con riferimento alla figura 2, i profili aerodinamici 5a,5b si estendono lungo rispettive direzioni 6a,6b, le quali sono sostanzialmente radiali rispetto all'asse 1a, possono essere curve o rettilinee, sono disposte nella medesima posizione assiale ed a passo costante lungo le piattaforme 3a,3b, e definiscono le direzioni in cui sono impilate le sezioni trasversali 9a,9b dei profili aerodinamici 5a,5b (fig. 3). Tali sezioni

trasversali sono ottenute con superfici di sezione curve corrispondenti alle traiettorie teoriche del flusso di gas.

I profili aerodinamici 5a,5b comprendono rispettive parti centrali 7a,7b e rispettive estremità 8a,8b, le quali definiscono porzioni di raccordo che uniscono le parti centrali 7a,7b alle piattaforme 3a,4a. La parte centrale 7a,7b viene indicata in genere con il termine inglese "midspan" e convenzionalmente ha una estensione in direzione radiale che va da 20% a 80% dell'altezza dei profili aerodinamici 5a,5b.

Secondo un aspetto della presente invenzione, come anche visibile nelle figure 3a e 3b, sezionando le parti centrali 7a,7b ad un qualsiasi dato raggio rispetto all'asse 1a il contorno della sezione trasversale 9a è identico a quello della sezione trasversale 9b come geometria, ossia come forma e dimensioni. Ovviamente, le sezioni trasversali 9a,9b possono variare in direzione radiale, ossia lungo le direzioni 6a,6b, in modo graduale ed uguale tra loro, come forma e/o dimensioni.

Nella forma di attuazione illustrata in figura 2, le direzioni 6a e 6b sono identiche (dopo una rotazione pari al passo attorno all'asse 1a), ossia hanno la medesima curvatura, ad esempio sono entrambe rettilinee, e hanno la medesima inclinazione rispetto ad un piano ideale ortogonale all'asse 1a. Pertanto, le parti centrali 7a,7b

sono disposte ad una distanza perfettamente costante lungo una direzione circonferenziale 10 e non sono sfalsate assialmente, ossia hanno rispettivi bordi di attacco e rispettivi bordi di uscita che sono allineati in direzione circonferenziale.

Nel contempo, almeno una delle due estremità 8a è diversa dalla corrispondente estremità 8b, come visibile in figura 3. Pertanto, la schiera 1 comprende almeno due serie o gruppi di profili aerodinamici 5a,5b, i quali sono geometricamente diversi come forma esterna unicamente in corrispondenza dell'estremità radiale esterna e/o della estremità radiale interna. La sezione trasversale 9b delle estremità 8b è più ampia rispetto alla sezione trasversale 9a delle estremità 8a (al medesimo raggio rispetto all'asse 1a). In altre parole, ad un qualsiasi dato raggio rispetto all'asse 1a in corrispondenza delle estremità 8a,8b la sezione trasversale 9a ha un perimetro o contorno che si estende completamente all'interno del perimetro o contorno della sezione trasversale 9b (dopo una rotazione attorno all'asse 1a pari al passo tra le direzioni 6a,6b). Pertanto, la sezione trasversale 9a ha una dimensione D1 misurata lungo una direzione circonferenziale 10 (figura 3) minore di una dimensione D2 della sezione trasversale 9b misurata nella stessa direzione 10. Inoltre, all'estremità 8a il lato in pressione ed il lato in depressione sono

raccordati al bordo di attacco ed al bordo di uscita con raggi Ra più piccoli dei corrispondenti raggi Rb alle estremità 8b.

Preferibilmente, le estremità 9b definiscono raccordi di tipo composto ("compound fillet"), ossia con raggi di curvatura variabili andando dal lato in pressione e dal lato in depressione verso la superficie delle piattaforme.

Secondo un altro aspetto della presente invenzione, i profili aerodinamici 5a, 5b sono disposti secondo una sequenza o "pattern" che si ripete sempre uguale in direzione circonferenziale. Nell'esempio specifico di figura 2, tale "pattern" è definito dall'alternanza di un singolo profilo aerodinamico 5a e di un singolo profilo aerodinamico 5b.

Nella variante delle figure 7 e 8, il "pattern" è definito dall'alternanza di una coppia di profili aerodinamici 5a e di un singolo profilo aerodinamico 5b.

Nella variante delle figure 9 e 10, il "pattern" è definito dall'alternanza di una terna di profili aerodinamici 5a e di una terna di profili aerodinamici 5b. Ovviamente, il "pattern" scelto in fase di progetto potrebbe essere diverso da quelli indicati a titolo di esempio.

La differente ampiezza delle estremità 8b rispetto a quella delle estremità 8a consente di de-sintonizzare

intenzionalmente le frequenze proprie dei profili aerodinamici 5a e 5b, mantenendo tuttavia inalterate le parti centrali 7a,7b per ottenere il rendimento aerodinamico stabilito a progetto.

In particolare, per conservare un elevato rendimento aerodinamico è importante che al centro del canale 5 non entrino in gioco fattori che disturbino le condizioni aerodinamiche. Solitamente al centro del canale 5 il flusso del gas non è disturbato da quegli effetti e perdite dovuti ai flussi secondari che nascono nello strato limite vicino alle piattaforme 3a,4a ed influenzano in modo rilevante le zone del canale 5 alle sue estremità radiali. Inoltre, a ciascun dato raggio lungo le parti centrali 7a,7b (ossia almeno tra il 20% e l'80 della dimensione radiale del canale 5), il flusso di gas incontra i medesimi angoli di ingresso e di uscita e le medesime sagome dei lati in pressione ed in depressione dei profili aerodinamici, per cui non si introduce alcun disturbo.

Nel contempo, la variazione di geometria (forma e/o dimensioni) delle estremità 8b rispetto alle estremità 8a altera in modo limitato il rendimento aerodinamico, dal momento che è realizzata in una zona già interessata da altre perdite, dovute ai flussi secondari.

Le figure 4 e 5 illustrano un settore 13, le cui parti costituenti sono indicate, ove possibile, dai medesimi

numeri di riferimento utilizzati per il settore 2, ma il profilo aerodinamico 5b è sostituito da un profilo aerodinamico 5c, che si estende lungo una direzione 6c avente una curvatura diversa da quella della direzione 6a. Ciò nonostante, le sezioni trasversali 9a sono identiche alle sezioni trasversali 9c per ciascun dato raggio, anche in corrispondenza delle estremità 8a e 8c.

In altre parole, sezionando i profili aerodinamici 5a,5c ad un qualsiasi raggio rispetto all'asse 1a, la sezione trasversale 9a è identica alla corrispondente sezione trasversale 9c, ma la forma complessiva esterna dei profili aerodinamici 5a,5c è diversa a causa della curvatura. Come visibile in figura 5, la curvatura diversa delle direzioni 6a,6c porta ad una traslazione delle sezioni 9c rispetto a quanto mostrato per le sezioni 9b in figura 3. Pertanto, in alcune zone dei profili aerodinamici 5a,5c a causa della curvatura si avrà un leggero scostamento del passo angolare e/o un leggero sfalsamento in direzione assiale tra i bordi di attacco e/o tra i bordi di uscita.

La figura 6 illustra una variante in cui la schiera 1 costituisce parte di un rotore, invece di uno statore. In particolare, la schiera 1 comprende, per ciascun profilo aerodinamico 5a,5b, una relativa radice 16 fissata in una corrispondente sede realizzata alla periferia di un mozzo

17. Anche nel caso del rotore, è possibile applicare il concetto di modulo sopra descritto raggruppando almeno due profili aerodinamici in settori realizzati in un sol pezzo (fig. 11).

Secondo una ulteriore variante non illustrata, la schiera 1 comprende profili aerodinamici 5b e 5c, senza profili 5a.

Le figure 11 e 12 illustrano un settore 18, le cui parti costituenti sono indicate, ove possibile dai medesimi numeri di riferimento utilizzati per i settori 2 e 13. Il settore 18 differisce dai settori 2 e 13 essenzialmente per il fatto di comprendere tre serie di profili aerodinamici, intercalati tra loro con una sequenza o "pattern" che anche in questo caso si ripete sempre uguale per tutta la direzione circonferenziale 10 del canale 5. In particolare, il settore 18 comprende profili aerodinamici 5a uguali a quelli illustrati nelle figure 2 e 4, profili aerodinamici 5b uguali a quelli mostrati in figura 2, e profili aerodinamici 5c uguali a quelli mostrati nella figura 4.

Pertanto, i profili aerodinamici 5a,5b,5c hanno diverse geometrie esterne, ma tutti comprendono rispettive parti centrali 7a,7b,7c dove la sezione trasversale, ottenuta ad un qualsiasi dato raggio, ha contorno esterno uguale.

Nello specifico, la sequenza o "pattern" è definita

dall'alternanza di un singolo profilo aerodinamico 5a, di un singolo profilo aerodinamico 5b e di un singolo profilo aerodinamico 5c, ma potrebbe essere diversa da questo esempio.

Secondo una ulteriore variante non illustrata, la schiera comprende una serie di profili aerodinamici che differiscono dal profilo aerodinamico 5a per il fatto di avere in aggiunta una semplice nervatura, disposta sul lato in depressione, preferibilmente sulla parte centrale 7a, e sostanzialmente parallela ad un piano tangente al percorso del flusso di gas.

Tale nervatura lascia sostanzialmente inalterate le condizioni fluidodinamiche del flusso di gas in corrispondenza della zona centrale del canale 5 e desintonizza le frequenze proprie dei profili aerodinamici della schiera 1, per cui tende a raggiungere il medesimo scopo ottenuto tramite le forme di realizzazione mostrate nelle figure allegate.

In fase di progettazione, pur mantenendo inalterate le sezioni trasversali delle parti centrali 7a,7b,7c, la geometria esterna dei profili aerodinamici 5a,5b,5c viene determinata in modo da ridurre le interazioni aerodinamiche tra i profili aerodinamici adiacenti "desintonizzando" le frequenze proprie dei modi critici di vibrazione.

Pertanto, è possibile ottenere maggiore stabilità dal

punto di vista aeroelastico.

Nel contempo, il peso della schiera non viene incrementato o viene incrementato in modo molto limitato, ed è possibile introdurre la piattaforma 4a, visto che la variazione di geometria è relativa alla forma esterna dei profili aerodinamici.

Inoltre, la particolare configurazione dei profili aerodinamici 5a,5b,5c permette di mantenere elevata l'efficienza aerodinamica, in quanto non varia gli angoli di attacco e di uscita e la sagoma dei lati in pressione ed in depressione nella zona centrale del canale 5, dal momento che la sezione trasversale delle parti centrali 7a,7b,7c è costante lungo la circonferenza del canale 5 e che variazioni di passo sono relativamente piccole o nulle. In particolare, i profili aerodinamici 5b sono particolarmente vantaggiosi dal punto di vista aerodinamico in quanto il passo angolare e la posizione dei bordi di attacco e di uscita rimangono perfettamente costanti lungo tutta la circonferenza.

Inoltre, i profili aerodinamici 5b possono essere utilizzati senza alcun problema anche quando i canali inter-palari hanno una dimensione relativamente piccola in direzione circonferenziale (ossia quando il numero di profili aerodinamici della schiera è elevato).

Da quanto precede appare evidente che alla schiera 1

possono essere apportate modifiche e varianti senza per questo uscire dall'ambito protettivo definito dalle rivendicazioni allegate.

In particolare, ciascun settore della schiera 1 può comprendere un numero di profili aerodinamici diversi da quelli indicati a titolo di esempio.

Come accennato sopra, la de-sintonizzazione può essere applicata indifferentemente a statori e a rotor, e indifferentemente a compressori e a turbine.

Inoltre, la differenza tra le direzioni 6a e 6c potrebbe risiedere non nella curvatura, ma nell'inclinazione rispetto ad un piano ideale ortogonale all'asse 1a.

RIVENDICAZIONI

1) Schiera di profili aerodinamici per un impianto di turbina a gas, la schiera comprendendo:

a) una piattaforma anulare interna (3a) estendentesi attorno ad un asse longitudinale (1a) e delimitante radialmente un canale anulare (5) per un flusso di gas;

b) una pluralità di profili aerodinamici disposti in detto canale (5) ad un passo sostanzialmente costante attorno a detto asse longitudinale (1a), e comprendenti rispettive porzioni centrali, rispettive estremità radiali esterne, e rispettive estremità radiali interne accoppiate a detta piattaforma anulare interna (3a);

detti profili aerodinamici comprendendo primi profili aerodinamici (7a) e secondi profili aerodinamici (7b), i quali hanno almeno una caratteristica geometrica diversa rispetto ai detti primi profili aerodinamici (7a), per variare in modo intenzionale le frequenze proprie dei secondi profili aerodinamici (7b) rispetto a quelle dei primi profili aerodinamici (7a); i detti primi e secondi profili aerodinamici (7a,7b) essendo disposti attorno a detto asse longitudinale (1a) con una sequenza che si ripete uguale per tutto il detto canale anulare (5);

caratterizzata dal fatto di comprendere una piattaforma anulare esterna (4a) delimitante radialmente detto canale anulare (5) ed accoppiata alle estremità radiali esterne

dei detti profili aerodinamici; e dal fatto che la geometria esterna dei detti secondi profili aerodinamici (7b) è intenzionalmente diversa da quella dei detti primi profili aerodinamici (7a,7b), senza variare le sezioni trasversali (9a,9b) dei detti primi e secondi profili aerodinamici in corrispondenza delle dette parti centrali (7a,7b), ad un qualsiasi dato raggio rispetto al detto asse longitudinale (1a).

2) Schiera secondo la rivendicazione 1, caratterizzata dal fatto che le sezioni trasversali (9a,9c) dei detti primi e secondi profili aerodinamici (5a,5c) sono impilate lungo rispettive direzioni di impilamento (6a,6c), le quali hanno curvature diverse e/o inclinazioni diverse rispetto ad un piano ortogonale al detto asse longitudinale (1a).

3) Schiera secondo la rivendicazione 1, caratterizzata dal fatto che detta caratteristica geometrica è definita dalle geometria esterna di almeno una delle dette estremità radiali esterna ed interna (8a).

4) Schiera secondo la rivendicazione 3, caratterizzato dal fatto che, in corrispondenza di almeno una delle dette estremità radiali esterna ed interna (8a), la sezione trasversale (9a) dei detti primi profili aerodinamici (5a) è inscritta nella sezione trasversale (9b) dei detti secondi profili aerodinamici (5b), dopo una rotazione attorno a detto asse longitudinale (1a) pari a detto passo.

5) Schiera secondo una qualsiasi delle rivendicazioni precedenti, caratterizzata dal fatto che dette parti centrali (7a,7b) hanno una estensione radiale almeno pari al 60% dell'altezza radiale dei detti profili aerodinamici.

6) Schiera secondo una qualsiasi delle rivendicazioni precedenti, caratterizzata dal fatto di essere costituita da una pluralità di settori (2;13;18), i quali sono realizzati in un sol pezzo e sono uguali tra loro; ciascun detto settore comprendendo almeno un detto primo profilo aerodinamico (5a) ed almeno un detto secondo profilo aerodinamico (5b).

7) Schiera secondo una qualsiasi delle rivendicazioni precedenti, caratterizzata dal fatto che i detti profili aerodinamici comprendono terzi profili aerodinamici (5c), i quali hanno almeno una ulteriore caratteristica geometrica diversa rispetto ai detti primi e secondi profili aerodinamici (5a,5b), per variare in modo intenzionale le frequenze proprie dei terzi profili aerodinamici (5c) rispetto a quelle dei primi e secondi profili aerodinamici (5c).

8) Schiera secondo la rivendicazione 7, caratterizzato dal fatto che la geometria esterna dei detti terzi profili aerodinamici (7b) è intenzionalmente diversa da quella dei detti primi e secondi profili aerodinamici (5a,5b), senza variare le sezioni trasversali (9a,9b,9c) dei detti primi,

secondi e terzi profili aerodinamici in corrispondenza delle dette parti centrali (7a,7b), ad un qualsiasi dato raggio rispetto al detto asse longitudinale (1a).

9) Schiera secondo la rivendicazione 7 o 8, caratterizzato dal fatto che i detti terzi profili aerodinamici hanno una nervatura disposta sul lato in depressione e parallela ad un piano tangente al percorso del flusso di gas.

10) Rotore comprendente una schiera realizzata secondo una qualsiasi delle rivendicazioni precedenti.

11) Statore comprendente una schiera realizzata secondo una qualsiasi delle rivendicazioni precedenti.

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

Paolo LOVINO

TITLE: ARRAY OF AEROFOILS FOR A GAS TURBINE SYSTEM

CLAIMS

1) An array of aerofoils for a gas turbine system, the array comprising:

a) an inner annular platform (3a) extending about a longitudinal axis (1a) and radially delimiting an annular channel (5) for a gas flow;

b) a plurality of aerofoils arranged in said channel (5) at a substantially constant pitch about said longitudinal axis (1a), and comprising respective central portions, respective outer radial ends, and respective inner radial ends coupled to said inner annular platform (3a);

said aerofoils comprising first aerofoils (7a) and second aerofoils (7b), which have at least one different geometrical feature with respect to said first aerofoils (7a), in order to intentionally vary the eigenfrequencies of the second aerofoils (7b) with respect to those of the first aerofoils (7a); said first and second aerofoils (7a, 7b) being arranged about said longitudinal axis (1a) with a sequence which is equally repeated for the whole said annular channel (5);

characterized by comprising an outer annular platform (4a) radially delimiting said annular channel (5) and coupled to the outer radial ends of said aerofoils; and characterized in that the outer geometry of said second aerofoils (7b) is

intentionally different from that of said first aerofoils (7a, 7b), without varying the cross sections (9a, 9b) of said first and second aerofoils at said central portions (7a, 7b), at any given radius with respect to said longitudinal axis (1a).

2) An array according to claim 1, characterized in that the cross sections (9a, 9c) of said first and second aerofoils (5a, 5c) are stacked along respective stacking directions (6a, 6c), which have different bends and/or inclinations with respect to a plane orthogonal to said longitudinal axis (1a).

3) An array according to claim 1, characterized in that said geometrical feature is defined by the outer geometry of at least one of said outer and inner radial ends (8a).

4) An array according to claim 3, characterized in that at one of said outer and inner radial ends (8a), the cross section (9a) of said first aerofoils (5a) is inscribed in the cross section (9b) of said second aerofoils (5b), after a rotation about said longitudinal axis (1a) equal to said pitch.

5) An array according to any one of the preceding claims, characterized in that said central portions (7a, 7b) have a radial extension at least equal to 60% of the radial height of said aerofoils.

6) An array according to any one of the preceding claims,

characterized by consisting of a plurality of sectors (2; 13; 18), which are made each as a single piece and are equal to one another; each of said sector comprising at least one said first aerofoil (5a) and at least one said second aerofoil (5b).

7) An array according to any one of the preceding claims, characterized in that said aerofoils comprise third aerofoils (5c), which have at least one further geometrical feature different from said first and second aerofoils (5a, 5b), in order to intentionally vary the eigenfrequencies of the third aerofoils (5c) with respect to those of the first and second aerofoils (5c).

8) An array according to claim 7, characterized in that the outer geometry of said third aerofoils (7b) is intentionally different from that of said first and second aerofoils (5a, 5b), without varying the cross sections (9a, 9b, 9c) of said first, second and third aerofoils at said central portions (7a, 7b), at any given radius with respect to said longitudinal axis (1a).

9) An array according to claim 7 or 8, characterized in that said third aerofoils have a rib which is arranged on the negative pressure side and is parallel to a plane tangent to the gas flow path.

10) A rotor comprising an array made according to any one of the preceding claims.

11) A stator comprising an array made according to any one of the preceding claims.

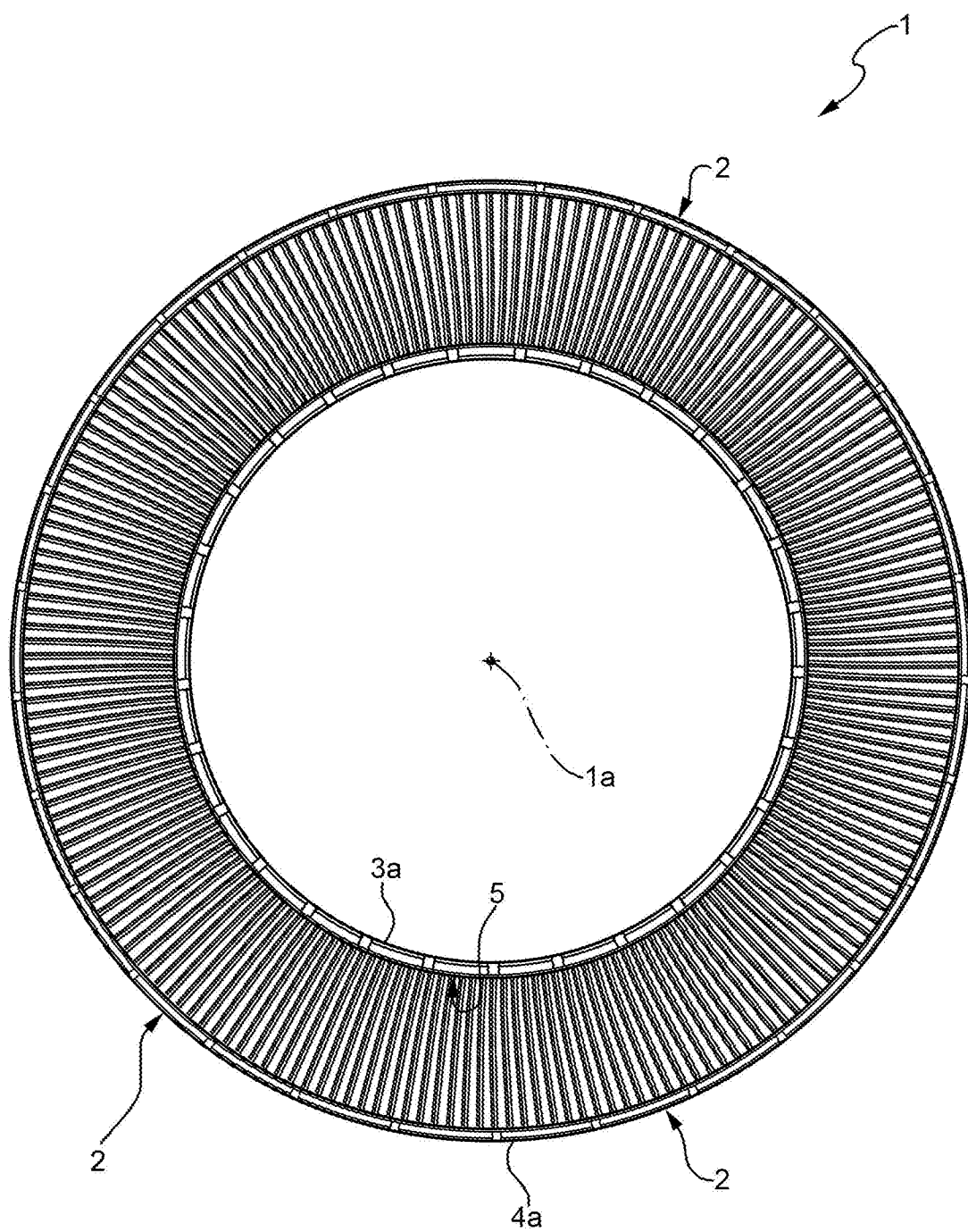


FIG. 1

p.i.: AVIO S.P.A.
Paolo LOVINO
(Iscrizione Albo nr. 999/B)

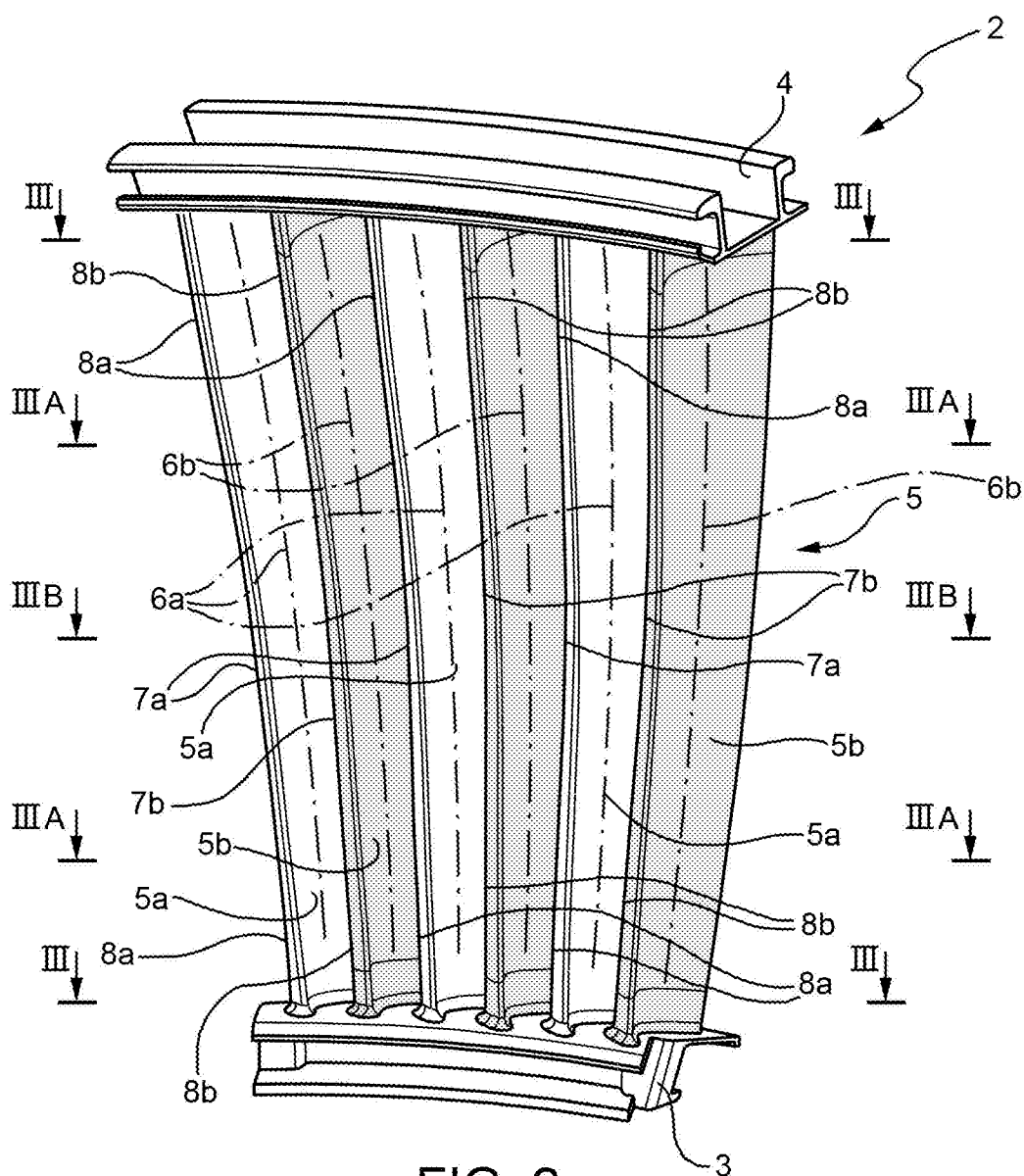


FIG. 2

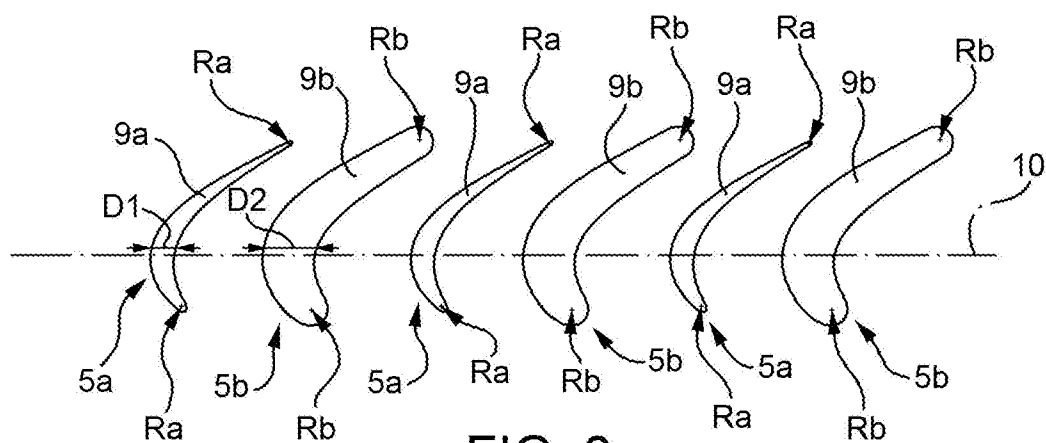


FIG. 3

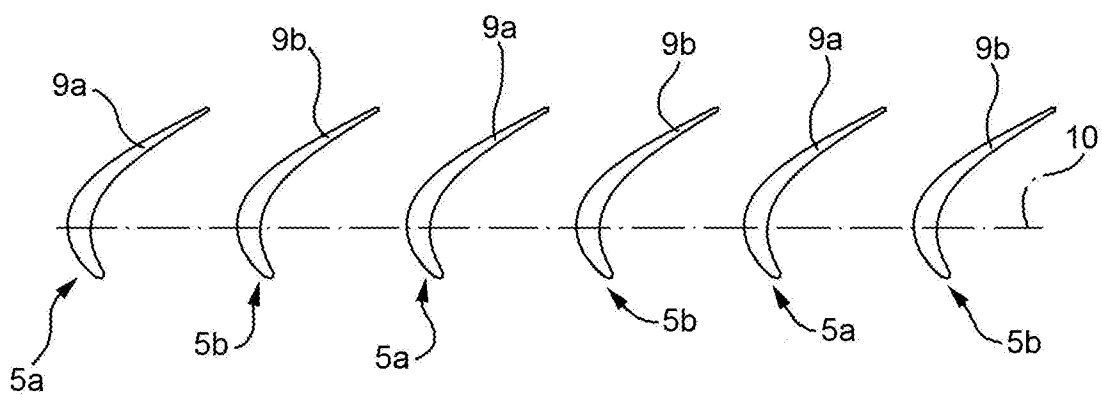


FIG. 3A

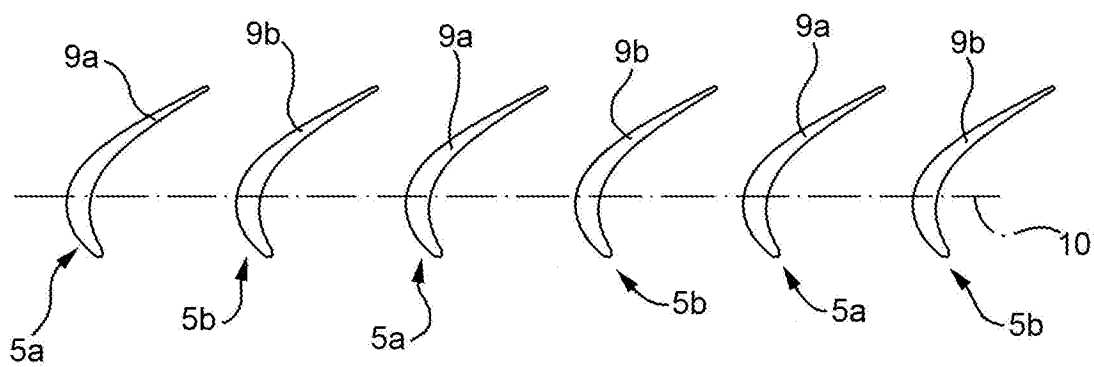


FIG. 3B

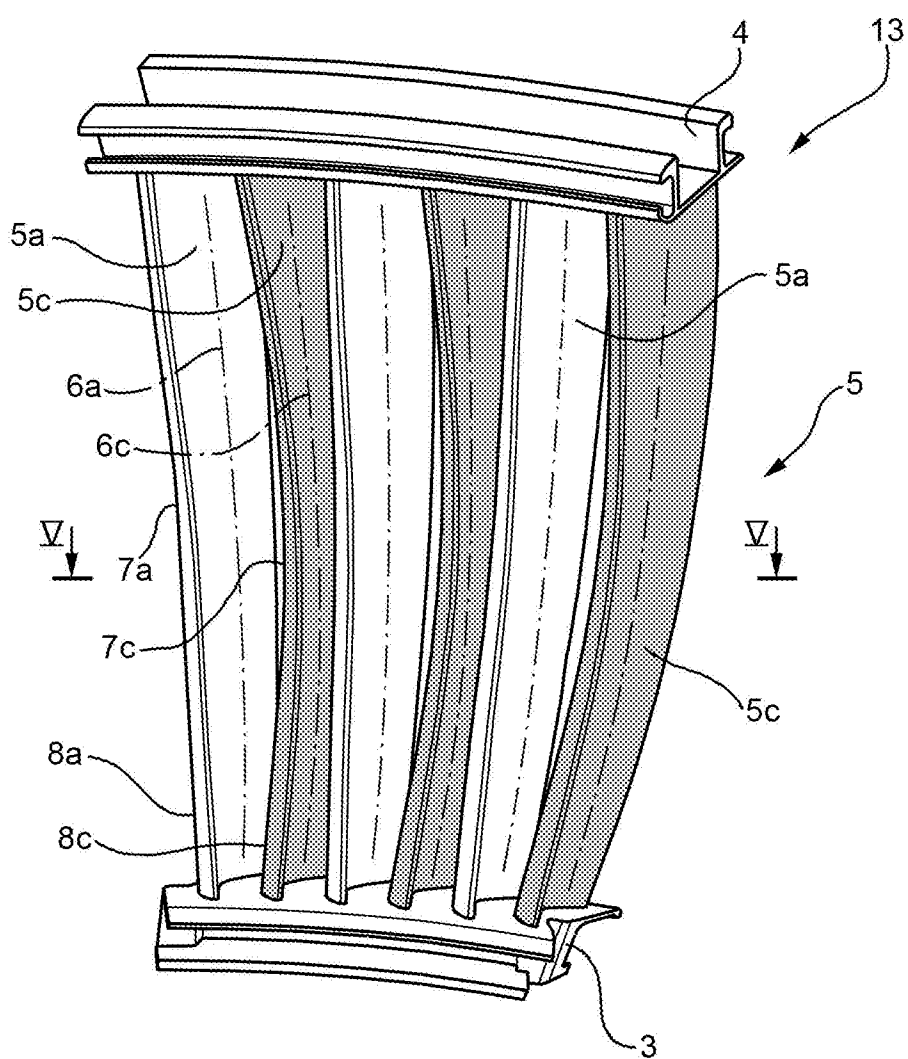


FIG. 4

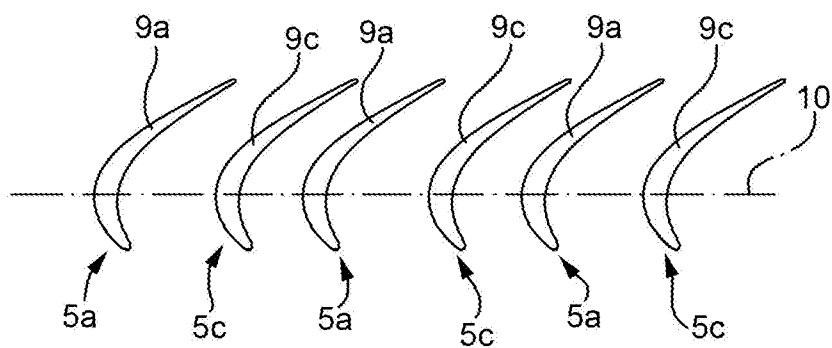


FIG. 5

p.i.: AVIO S.P.A.
Paolo LOVINO
(Iscrizione Albo nr. 999/B)

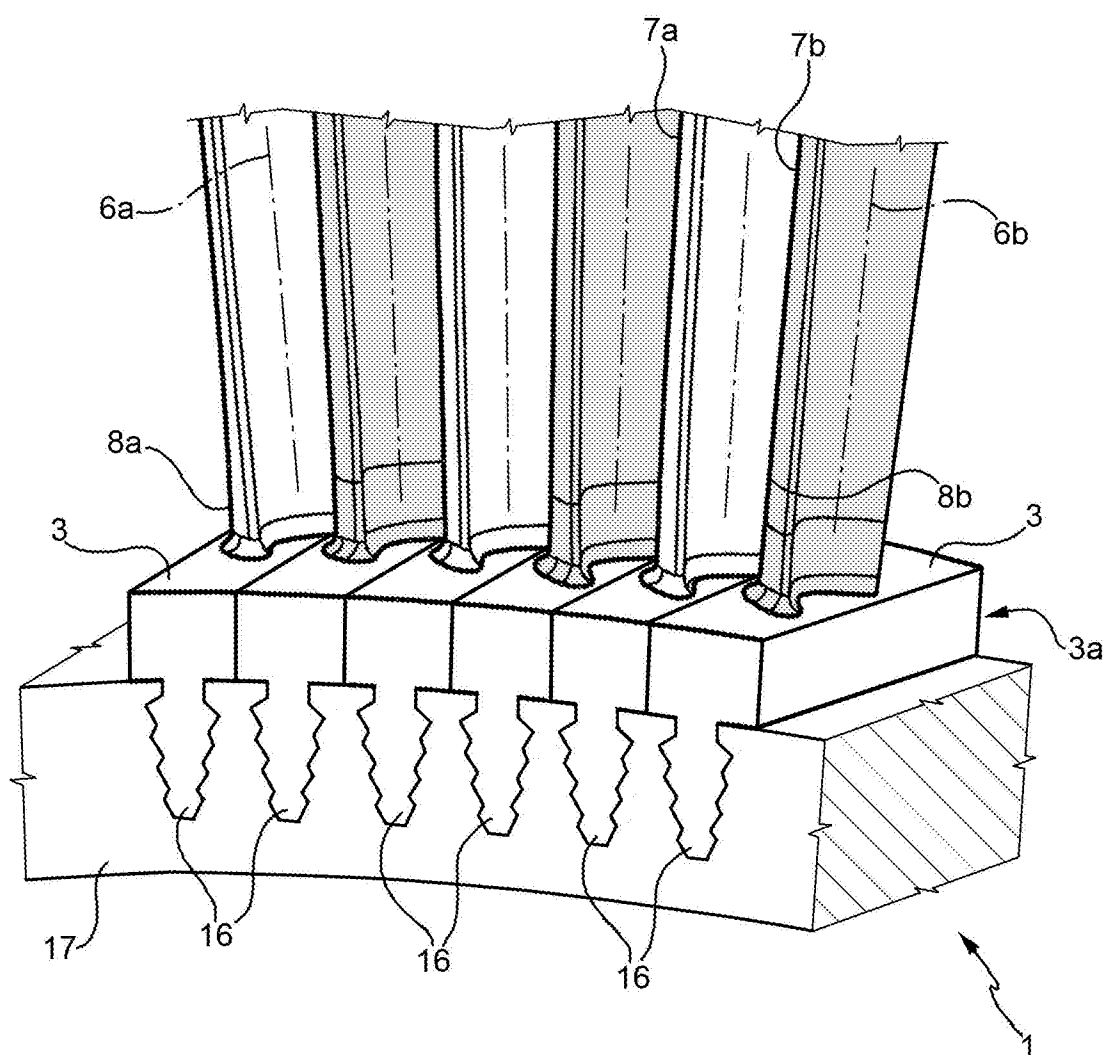
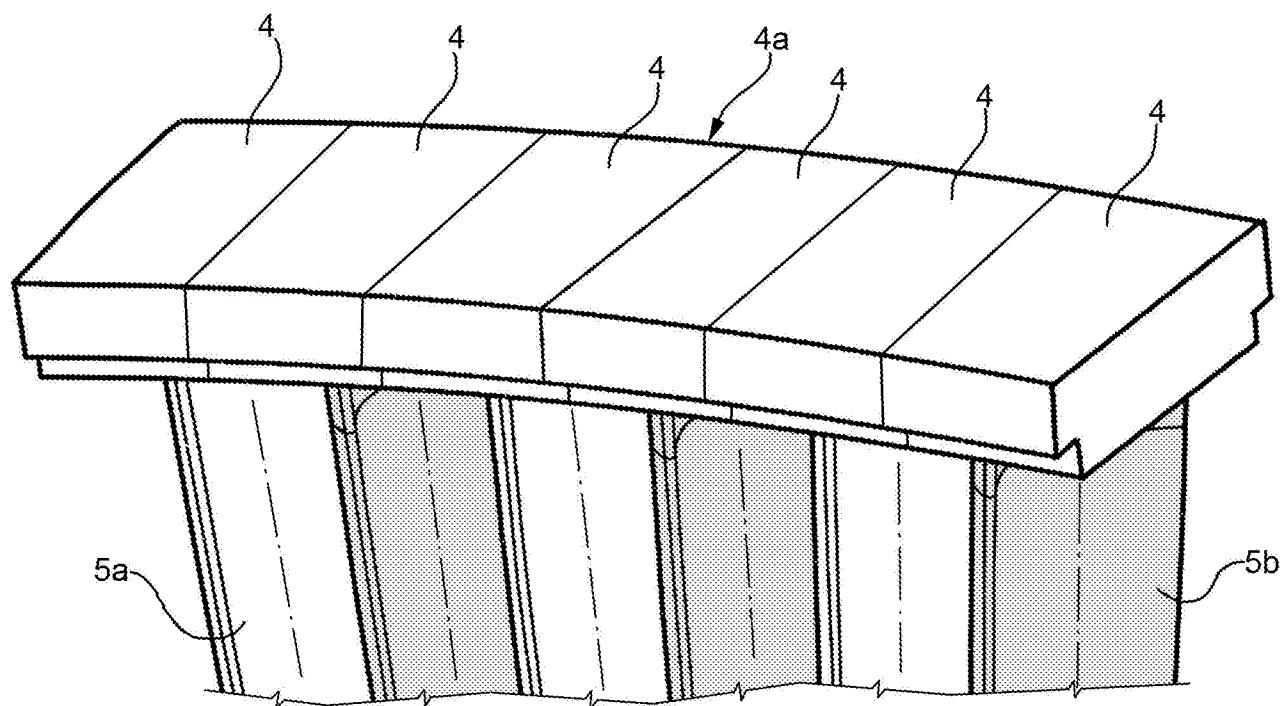


FIG. 6

p.i.: AVIO S.P.A.
Paolo LOVINO
(Iscrizione Albo nr. 999/B)

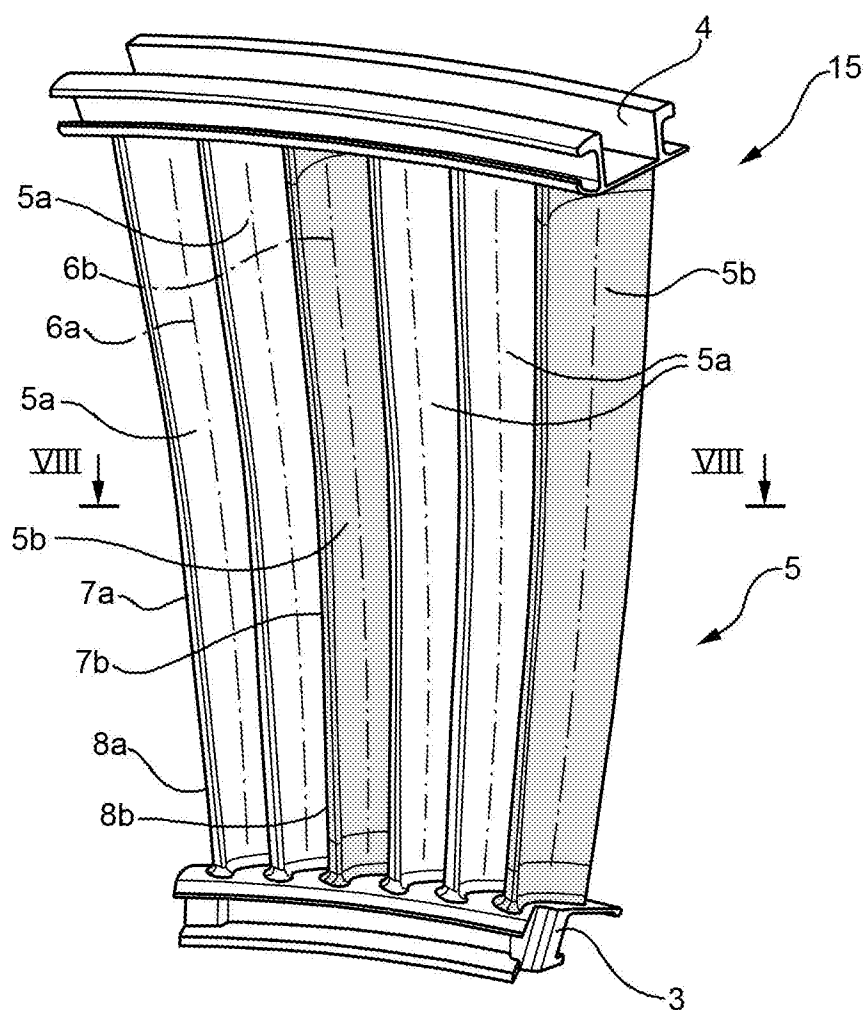


FIG. 7

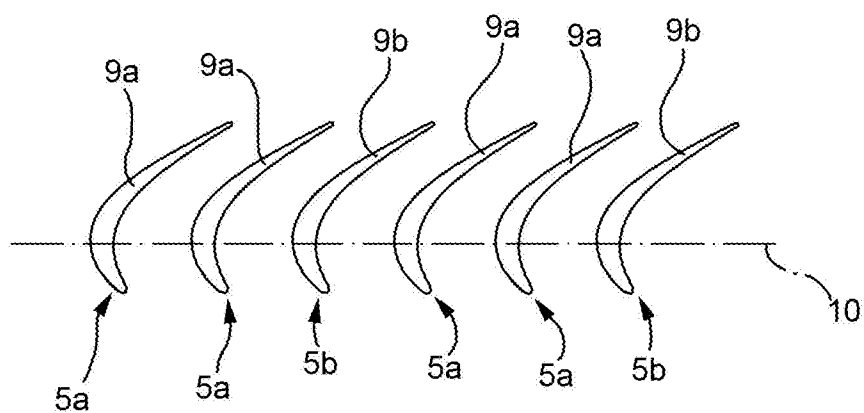


FIG. 8

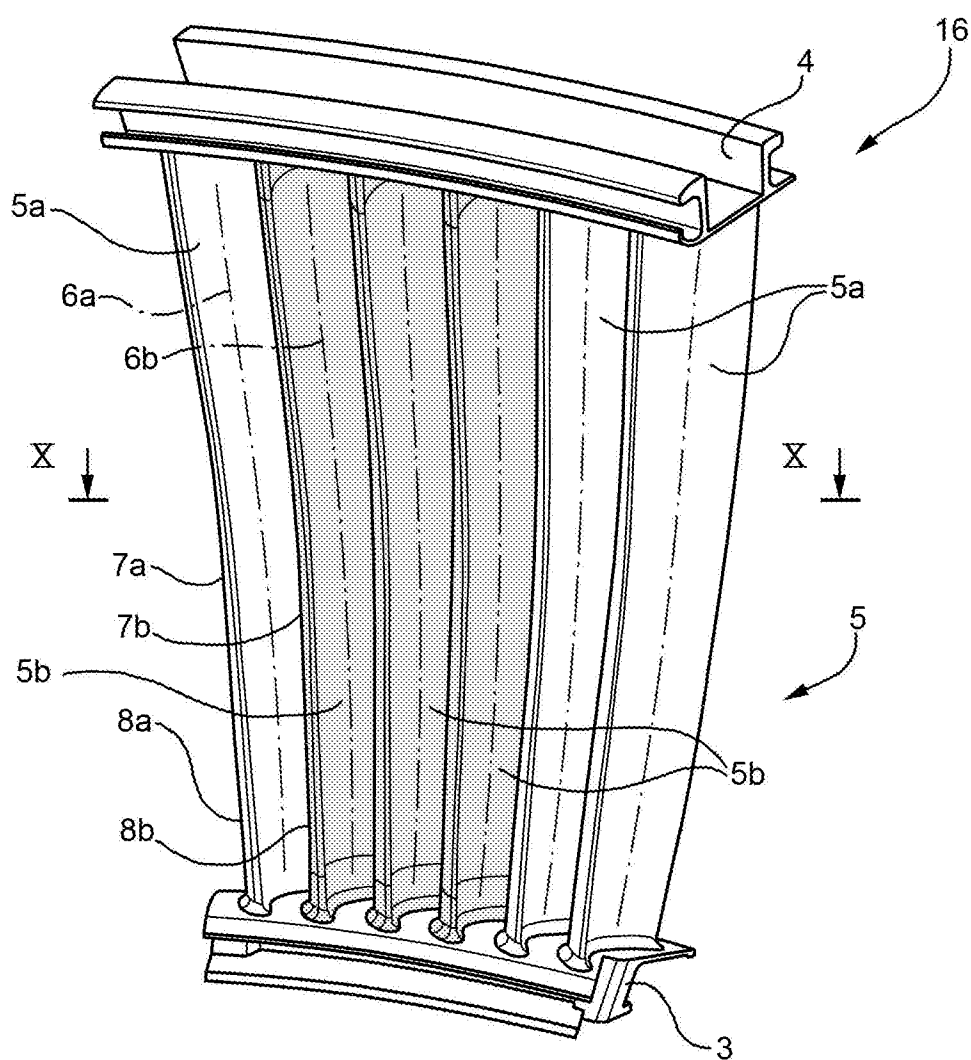


FIG. 9

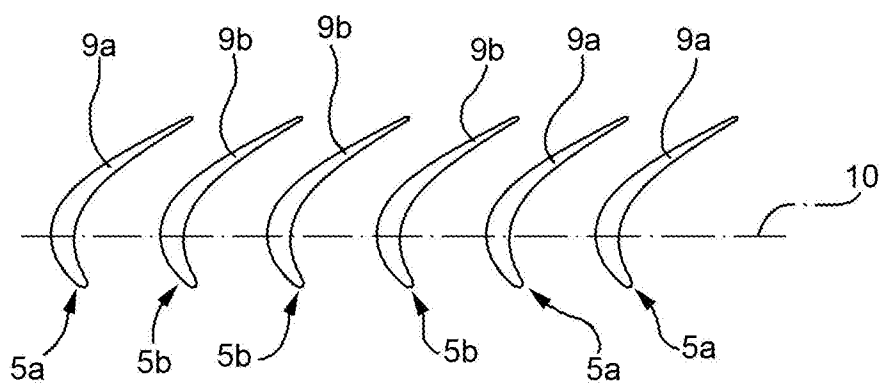


FIG. 10

