

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2005-16520
(P2005-16520A)

(43) 公開日 平成17年1月20日(2005.1.20)

(51) Int. Cl. ⁷	F I	テーマコード (参考)
FO1D 5/14	FO1D 5/14	3G002
FO4D 29/32	FO4D 29/32	3H033

審査請求 未請求 請求項の数 4 O L 外国語出願 (全 17 頁)

(21) 出願番号	特願2004-179384 (P2004-179384)	(71) 出願人	500045316 スネクマ・モトウール
(22) 出願日	平成16年6月17日 (2004. 6. 17)		フランス国、75015・パリ、ブルーバール・ドユ・ジエネラル・マルシイアル・バラン、2
(31) 優先権主張番号	0307809	(74) 代理人	100062007 弁理士 川口 義雄
(32) 優先日	平成15年6月27日 (2003. 6. 27)	(74) 代理人	100113332 弁理士 一入 章夫
(33) 優先権主張国	フランス (FR)	(74) 代理人	100114188 弁理士 小野 誠
		(74) 代理人	100103920 弁理士 大崎 勝真
		(74) 代理人	100124855 弁理士 坪倉 道明

最終頁に続く

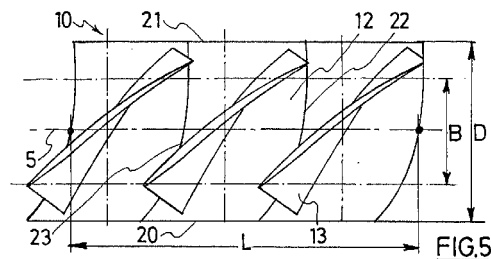
(54) 【発明の名称】 ターボマシン用ロータブレード

(57) 【要約】

【課題】 プラットフォーム間の漏れを防止するブレードを提供する。

【解決手段】 本発明のガスタービンエンジンのコンプレッサのブレードは、コンプレッサのロータの周溝に挿入されるハンマータイプの根元部と、根元部11と一体に形成されエーロfoil部13を支持するプラットフォーム12とを有し、プラットフォームが、ロータの軸に垂直な2つの端部20、21と、2つの曲線状のフランク22、23とを有する。フランクの曲線は、等式によって定義される少なくとも1つの曲線から成り、曲率半径が最も小さい曲線の点の曲率中心は、バンドB内に位置し、このバンドBは、プラットフォームの中心に位置し、かつ平行する直線状の端部20、21の間で測定されるプラットフォーム12の幅Dの60%を占め、曲線を定義する等式は、数学的関数の意味において、連続的でありかつ連続する一次導関数を有する。

【選択図】 図5



【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ターボマシンのロータのブレード(10)であって、ロータ(15)の周溝(14)に挿入されるハンマータイプの根元部(11)と、根元部(11)と一体に形成されエーロフォイル部(13)を支持するプラットフォーム(12)とを含み、該プラットフォーム(12)が、ロータの軸に垂直な2つの端部(20、21)と、2つの曲線のフランク(22、23)とを有し、フランクの曲線が、等式によって定義される少なくとも1つの曲線から成り、曲率半径が最も小さい曲線の点の曲率中心が、バンド(B)内に位置し、該バンド(B)が、プラットフォームの中心に位置し、かつ平行する直線状の端部(20、21)の間で測定されるプラットフォーム(12)の幅(D)の60%を占め、曲線を定義する等式が、数学的関数の意味において、連続的でありかつ連続する一次導関数を有することを特徴とする、ブレード。

10

【請求項 2】

曲線が接線円のアセンブリからなる、請求項 1 に記載のブレード(10)。

【請求項 3】

曲線が、螺旋、エピサイクロイド、またはサークルインポリユート等の曲線によって定義される、請求項 1 または 2 に記載のブレード(10)。

【請求項 4】

ガスタービンエンジンのコンプレッサのロータブレードである、請求項 1 から 3 のいずれか一項に記載のブレード。

20

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、ターボマシンのロータへのブレードの固定に関し、特にガスタービンエンジン用の軸流コンプレッサのロータブレードに関する。

【背景技術】

【0002】

ターボジェットエンジンにおいて、コンプレッサの高圧段は、一般的にロータの周溝内に多数のブレードを含む。ブレードは根元部を有し、そこにエーロフォイル(airfoil)部を支持するプラットフォームが取り付けられる。ブレードは、いわゆるハンマー根元部タイプのブレードと言われ、ロータの周溝の形状と合う形状を有し、これが遠心径方向にバックアップ面を形成するフランクを呈する。

30

【0003】

図 1 からわかるように、従来技術のコンプレッサは、プラットフォーム 2 が矩形で、そのフランク 3 がロータ軸 1 と平行であった。

【0004】

コンプレッサの改善されたスルーブットは、ブレードのピッチを小さくし、エンジン軸に対する傾斜角を増大させた。従って、図 2 からわかるように、より多くの数のブレードを収容するためには、プラットフォームのフランクを傾ける必要が生じた。

【0005】

回転軸 1 に垂直に印加される、例えば慣性荷重および空力荷重などの荷重により、ブレードは、エーロフォイル部 4 の長手方向軸の周りを枢動される。プラットフォーム 2 は、図 3 に示すような位置を取るために、相互に摺動する。そして、プラットフォーム 2 は、最も短い周の寸法に従って、すなわち幅 1' に沿って、当初の幅 1 よりも小さいロータ 5 の面に対して積み重ねられるようになる。言い換えると、プラットフォーム 2 は、可動中はロータ 5 の面に対してその最も短い幅になる。

40

【0006】

プラットフォーム 2 のこの摺動は、ブレードの根元部とそのハウジングとの間に存在する隙間、およびプラットフォーム 2 とそのハウジングとの間に存在する隙間によって可能となる。

50

【0007】

しかし、この摺動には様々な欠点がある。

【0008】

寸法1'は寸法1よりも小さいため、プラットフォームに大きな隙間が生じ、それが漏れの原因となる。

【0009】

これは、エーロfoil部4の設定角度が増大する方向へブレードの回転を促すため、コンプレッサのスルーットにとって不都合を生じる。

【0010】

根元部が、正しく収まるよう構成された表面上のハウジング内に正しく収まらず、表面のハンマリング、およびディスクとブレード根元部内の局所的な荷重水準の増加をもたらす。 10

【0011】

また、エーロfoil部の端部2の長さを調整する動作中、遠心荷重は、ブレードを正しい位置に戻すのに十分ではないことにも留意されたい。低速では、ブレードは、枢動し摩擦によって不正な位置にロックされ、高回転速度になっても正しい位置に再び戻ることはできない。

【0012】

そこで、プラットフォームのフランクに、接線荷重によって各ブレードにもたらされる同じ回転について、互いにスリップして接触荷重が回転と反対になるようなプロファイルを与えようと試みが成されてきた。 20

【0013】

米国特許第4,878,811号明細書には、傾斜部によって接続された、回転軸に平行でオフセットされた2つの直線部をフランクが含むプラットフォームが記載されている。この解決方法の目的は、エーロfoil部の回転を減少させ、プラットフォーム同士のスリップを制限することによってプラットフォーム間の漏れを防止することである。しかし、各フランクは幾つかの機械加工実体を伴うため、これにはプラットフォームの困難な機械加工が必要となる。

【特許文献1】米国特許第4,878,811号明細書

【発明の開示】 30

【発明が解決しようとする課題】

【0014】

本発明は、これらの欠点を改善することを目的とする。

【課題を解決するための手段】

【0015】

そのため、本発明はターボマシンのロータブレードに関し、ロータブレードは、ロータの長手方向の環状溝に挿入された根元部と、根元部と一体に形成されエーロfoil部を支持するプラットフォームとを備え、このプラットフォームは、2つの長手方向端部および曲線を形成する2つの曲げられたフランクを有し、曲線は、等式によって定義される少なくとも1つの曲線から成り、曲率半径が最小となる曲線内の点の曲率中心は、バンド内に位置し、このバンドは、プラットフォームの中心に位置し、かつ平行する直線の端部の間で測定されるプラットフォームの幅の60%を占め、曲線を定義する等式は、数学的関数の意味において、連続的でありかつ連続する一次導関数を有することを特徴とする。 40

【0016】

プラットフォームの曲がったフランクのこの定義により、ブレードが正しく設置されなくても、ロータが回転するとブレードは自然に正しい位置に戻る。さらに、プラットフォームのフランクは、単一の機械加工実体で機械加工されることができ。

【0017】

本発明は、特に、ガスタービンエンジンのコンプレッサ用のロータブレードに関するが、出願人は、本出願の権利の範囲を限定することを意図しない。 50

【0018】

本発明は、添付の図面を参照し、本発明によるブレードの好適な実施形態に関する以下の説明を用いることによって、より良く理解されるであろう。

【発明を実施するための最良の形態】

【0019】

図4を参照すると、本発明のブレード10は、上方に向かってテーパ状の長円形の基部を有するため、いわゆるハンマー根元部タイプである根元部11を有し、根元部11はブレード13を支持するプラットフォーム12と一体にされる。

【0020】

根元部11は、コンプレッサのロータ15の環状溝14内に挿入され、その上面11'は、ロータ15の回転時に遠心力によって溝の内壁に押し当てられる。 10

【0021】

ブレード13を支持するプラットフォーム12の上部17よりも幅の狭い下部16は、ロータ15のリム18に対して側方に搭載され、隙間が形成される。隙間によって、溝14内のブレード10のアセンブリが可能となる一方、根元部11の上面11'がロータ15の回転時に溝14の内壁に接触するまで、ブレード10の上昇が可能となる。

【0022】

ブレード10の根元部11およびエーロfoil部13の幾何形状を定義するのが、当業者の義務であるが、本発明は、プラットフォーム12の形状にある。

【0023】

図5を参照すると、本発明のプラットフォーム12は、上方から見た平面図として、ロータ軸に垂直の2つの直線状の横断方向端部20、21を有する。また、両端を連結する曲線状のフランク22、23を含む。 20

【0024】

本発明の1つの目的は、フライスの迎角を変えずに、すなわち単一の機械加工実体を用いて、プラットフォーム12のフランク22、23の機械加工を可能にすることである。従って、ブレード12がブレード13の長手方向軸6に沿って枢動すべきでないという背景において、本発明のプラットフォーム12のフランク22、23の輪郭を描く曲線は、一定の条件を満たす。

【0025】

従って、プラットフォーム12のフランク22、23の輪郭を描く曲線は、以下の条件を満たす、等式によって定義される1つの曲線から、または等式によって定義される一組の曲線から構成されなければならない。この条件とは、曲線の最も曲げられた部分の曲率中心、すなわち最も小さい曲率半径に対応する曲率中心が、直線状の平行する端部20、21の間で測定されるプラットフォーム12の幅Dの60%を占める、プラットフォーム12の中心のバンドB内に含まれなければならないというものである。更に、曲線は、数学的関数の意味において、連続的であり連続する一次導関数を伴う必要がある。 30

【0026】

特に、プラットフォームのフランク22、23の輪郭を描く曲線は、接線円(tangent circle)のアセンブリによって定義されてもよく、最も半径の小さい円の中心は、上記したバンドB内にあるべきである。 40

【0027】

曲線はまた、例示目的において、螺旋、エピサイクロイド(epicycloid)、またはサークルインボリュート(circle involute)などの曲線を用いて定義されてもよい。

【0028】

図5の3つのプラットフォーム12が、ブレード13の長手方向軸6の周りを枢動した後をシミュレートする図6を参照すると、ブレードアセンブリ5の面に対するプラットフォーム12によって示される幅L'は、正しく設けられた場合のブレード12によって示される長さLよりも大きく、すなわち隣同士のプラットフォームのフランク22、23が 50

隣接し、その端部 20、21 が同一直線上にあることが分かる。幅 L' は幅 L よりも大きく、前提部分で述べた通り、図 5 に示すように、プラットフォームはロータ回転時に正しい位置に戻る傾向にある。

【0029】

図 5 の 3 つのプラットフォーム 12 がシミュレートされる図 7 を参照すると、隣接するフランク 22、23 に沿って相互に摺動した後、すなわち隣接するものが互いに同線上を維持することなく端部 20、21 をオフセットすることによって、ブレードアセンブリ 5 の面に対するプラットフォーム 12 によって示される幅 L'' は、正しく設けられたブレードによって示される長さ L よりも大きいことが分かる。同様に、この場合、ブレードはロータ回転時に正しい位置に戻る傾向がある。

10

【0030】

本発明によるブレード 10 のロータ 12 の周りの構成は、ブレード 10 が溝 14 に 1 つずつ挿入され、一定数のロックで周囲をブロックされていることから、従来のものである。

【0031】

本発明のプラットフォーム 12 の下部 16 は、フランク 22、23 で上部 17 と隣接し、端部 20、21 では上部 17 の幅が小さい。

【図面の簡単な説明】

【0032】

【図 1】従来技術のコンプレッサの回転軸に平行なフランクを有するブレードを下から見た概略図である。

20

【図 2】従来技術のコンプレッサの回転軸に対して平行なフランクを有するブレードを上から見た概略図である。

【図 3】従来技術のコンプレッサの回転軸に対して傾斜している平行なフランクを有するブレードの摺動を上から見た概略図である。

【図 4】本発明によるブレードの側方概略図である。

【図 5】本発明の 3 枚のブレードを下から見た概略図である。

【図 6】エーロfoil部の長手方向軸に沿って回転した後の、本発明の 3 枚のブレードを上から見た概略図である。

【図 7】フランクに沿って摺動した後の、本発明の 3 枚のブレードを上から見た概略図である。

30

【符号の説明】

【0033】

- 1 ロータ軸
- 2、12 プラットフォーム
- 3 フランク
- 4、13 エーロfoil部
- 5、15 ロータ
- 6 長手方向軸
- 10 ブレード
- 11 根元部
- 11' 上面
- 14 周溝
- 17 上部
- 16 下部
- 18 リム
- 20、21 端部
- 22、23 フランク
- B バンド
- D、 l 、 l' 、 L 、 L' 、 L'' 幅

40

50

【 図 1 】

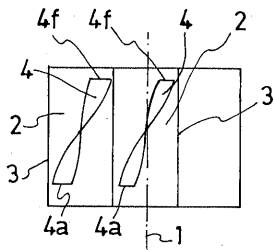


FIG.1

【 図 3 】

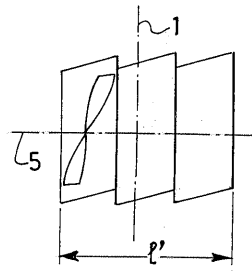


FIG.3

【 図 2 】

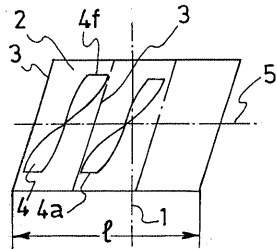


FIG.2

【 図 4 】

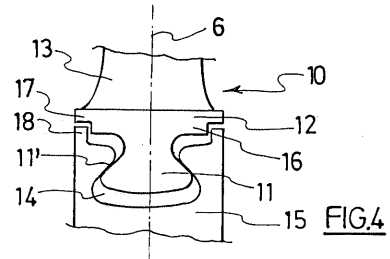


FIG.4

【 図 5 】

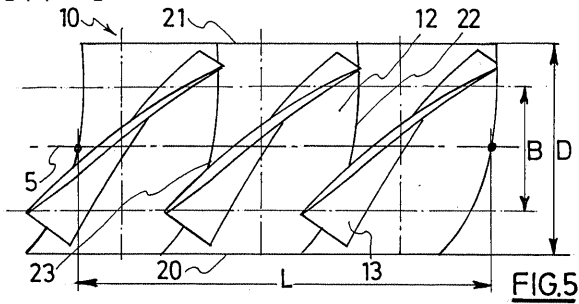


FIG.5

【 図 7 】

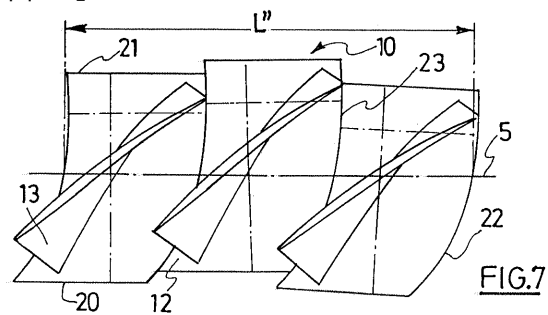


FIG.7

【 図 6 】

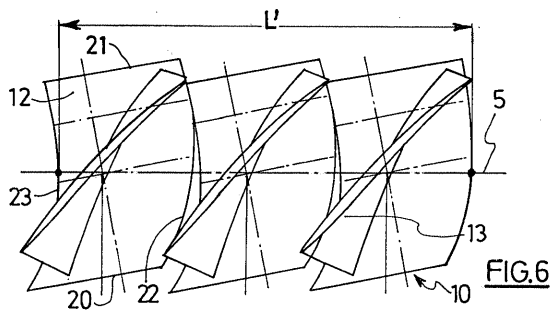


FIG.6

フロントページの続き

(72)発明者 ジャツキー・ノデ

フランス国、9 1 0 7 0・ボンドウフル、リュ・デ・ペルドリ・8

Fターム(参考) 3G002 BA02 BA04 BA06 BB01

3H033 AA02 AA16 BB03 BB08 CC01 DD01 DD02 DD03 DD18 DD24

DD25 EE08 EE12 EE19

【外国語明細書】

Specification

Title of Invention

A rotor blade for a turbo-machine

The present invention concerns the fastening of a blade to a turbo-machine rotor and in particular a rotor blade of an axial compressor for a gas turbine engine.

In turbo-jet engines, the high pressure stages of compressors include generally a large number of blades mounted in a circumferential groove of the rotor. The blades includes a root portion, whereon is attached a platform supporting an airfoil portion. The blades are so-called hammer root type blades with a shape matching that of the circumferential groove of the rotor, which exhibits flanks forming a back-up surface in centrifugal radial direction.

As can be seen on Figure 1, in compressors of the previous art, the platforms 2 were rectangular, their flanks 3 parallel to the axis 1 of the rotor.

The improved throughput of compressors has caused a reduction in the pitches of the blades and an increase in that tilting angle relative to the axis of the engine. It has therefore become necessary to tilt the flanks of the platforms, in order to accommodate a larger number of blades, as can be seen on Figure 2.

Because of the loads perpendicular to the rotational axis 1, as for example the inertia loads and aerodynamic loads exerted thereon, the blades are caused to pivot round the longitudinal axis of the airfoil portion 4. The platforms 2 slide with respect to one another in order to adopt a position as represented on Figure 3. The platforms 2 then tend to pile up according to the shortest circumferential dimension, i.e. along a width l' , with respect to the plane of the rotor 5, smaller than the initial width l . In other words, in duty, the platforms 2 appear with their shortest width relative to the plane of the rotor 5.

This sliding of the platforms 2 is allowed by the clearance existing between the roots of the blades and their housing as well as between the platforms 2 and their housing.

This sliding suffers from numerous shortcomings:

Since the size l' is smaller than the size l , it induces significant clearances at the platforms, which cause leaks.

It promotes the rotation of the blades in the direction of increase in the setting angle of the airfoil portion 4, which is detrimental to the throughput of the compressor.

The roots do not rest correctly in their housing on the surfaces designed to that effect, which translates in surface hammering and an increase in the local load levels in the disc and the blade root.

It can also be noted during the operation of adjusting the length of the end 2 of the airfoil portion, that the centrifugal load is not large enough to bring the blades back to their correct position. At low speed, the blades pivot and lock in the wrong position by friction, and cannot resume their correct position, even at higher rotational speed.

One has therefore attempted to confer to the flanks of the platforms, such a profile that for the same rotation of each blade caused by a tangential load, they do slip over one another and such that the contact loads oppose the rotation.

The American patent US 4,878,811 provides platforms whereof the flanks include two rectilinear portions, parallel to the rotational axis and offset, connected by an oblique portion. The purpose of this solution is to reduce the rotation of the airfoil portion and to avoid the leaks between the platforms by limiting the slippage of the platforms with respect to one another. It involves,

however, uneasy machining of the platforms, since each flank entails several machining entities.

The present invention intends to remedy these shortcomings.

To this effect, the invention concerns a rotor blade of a turbo-machine, including a root inserted in an longitudinal annular groove of the rotor, a platform integral with the root and supporting a airfoil portion, the platform including two longitudinal edges and two bent-in flanks forming a curve, characterised in that the curve is made out of at least one curve defined by an equation, the curvature centre of the point in the curve whereof the curvature radius is the smallest being situated inside a band central to the platform and accounting for 60% of the width of the platform measured between its parallel rectilinear edges, the equation defining the curve being, in the sense of mathematic functions, continuous and with continuous first derivative.

Thanks to this definition of the shape of the curved flanks of the platforms, if the blades are not placed correctly, they resume their right position naturally as the rotor rotates. Moreover, the flanks of the platforms can be machined in a single machining entity.

The invention relates in particular to a rotor blade for a gas turbine engine compressor, but the applicant does not intend to limit the extent of its rights to that application.

The present invention will be understood better using the following description of the preferred embodiment of the blade according to the invention, with reference to the appended drawings.

With reference to Figure 4, the blade 10 of the invention comprises a root 11, so-called hammer root type, because of its oblong base tapering upward, integral with a platform 12 supporting a blade 13.

The root 11 is inserted into an annular groove 14 of the rotor 15 of the compressor, its upper surface 11' resting against the internal wall of the groove when the rotor 15 is rotating, because of the centrifugal forces.

The lower portion 16 of the platform 12, of width smaller than that of its upper section 17, supporting the blade 13, rests laterally against a rim 18 of the rotor 15, with a clearance enabling, on the one hand, the assembly of the blades 10 in the groove 14, on the other hand, the elevation of the blade 10 until the upper surface 11' of the root 11 contacts the internal wall of the groove 14 when the rotor 15 rotates.

It is the duty of the man of the art to define the geometry of the root 11 and of the airfoil portion 13 of the blade 10, the invention residing in the form of the platform 12.

With reference to Figure 5, the platform 12 of the invention comprises, as a planar view from above, two rectilinear transversal edges 20, 21

perpendicular to the axis of the rotor. It also includes flanks 22, 23 connecting both edges, which are curvilinear in shape.

One of the objects of the invention is to be able to machine the flanks 22, 23 of the platform 12 without changing the angle of attack of the milling cutter, i.e. using a single machining entity. Thus, and in the perspective according to which the blades 12 should not pivot along the longitudinal axis 6 of the blades 13, the curve delineating the flanks 22, 23 of the platform 12 of the invention meets certain conditions.

Thus, the curve delineating the flanks 22, 23 of the platform 12 must be built from a curve defined by an equation, or a set of curves defined by equations, with the following condition: the curvature centre of the most bent-in portion of the curve, i.e. the curvature centre corresponding to the smallest curvature radius, must be contained within the band B central to the platform 12 accounting for 60 % of the width D of the platform 12, measured between its rectilinear parallel edges 20, 21. Moreover, the curve must be, in the sense of mathematic functions, continuous and with continuous first derivative.

In particular, the curve delineating the flanks 22, 23 of the platform may be defined by an assembly of tangent circles, whereas the centre of the circle with the smallest radius should lie within the band B defined above.

The curve may also, for exemplification purposes, be defined using curves such as spirals, epicycloids or circle involutes.

With reference to Figure 6, where the three platforms 12 of Figure 5 have been simulated after pivoting around the longitudinal axis 6 of their blade 13, it can be seen that the width L' then exhibited by the platforms 12 relative to the plane of the blade assembly 5, is greater than the length L exhibited by the blades 12 when they are arranged correctly, i.e. with the flanks 22, 23 of the neighbouring platforms adjacent, and their edges 20, 21 co-linear. The width L' being greater than the width L, and according to what has been said

in the preamble, the platform will tend to resume their correct position, shown on Figure 5, when the rotor rotates.

With reference to Figure 7, where the three platforms 12 of Figure 5 have been simulated, after sliding relative to one another along their adjacent flanks 22, 23, i.e. by offsetting their edges 20, 21 without keeping them aligned among neighbours, it can be seen that the width L'' then exhibited by the platforms 12, with respect to the plane of the blade assembly 5, is greater than the length L exhibited by the blades when they are arranged correctly. Similarly, in such a case, the blades will therefore tend to resume their correct position when the rotor rotates.

The arrangement of the blades 10 of the invention around the rotor 12 is conventional, since the blades 10 are inserted one by one into the groove 14, and blocked circumferentially by a certain number of locks.

The lower portion 16 of the platform 12 of the invention is adjacent to its upper portion 17 at the flanks 22, 23, and of smaller width at its upper portion 17 at the edges 20, 21.

Brief Description of Drawings

- Figure 1 represents a schematic view from beneath of blades with flanks parallel to the rotational axis of the compressor of the previous art.

- Figure 2 represents a schematic view from above of blades with flanks parallel relative to the rotational axis of the compressor of the previous art.

- Figure 3 presents a schematic view from above of the sliding of the blades with parallel flanks tilted relative to the rotational axis of the compressor of the previous art.

- Figure 4 represents a schematic lateral view of the blade according to the invention.

- Figure 5 represents a schematic view from beneath of three blades of the invention.

- Figure 6 represents a schematic view from above of three blades of the invention after rotation along the longitudinal axis of the airfoil portion.

- Figure 7 represents a schematic view from above of three blades according to the invention after sliding along their flanks.

Claims

1- A blade (10) of a turbo-machine rotor, including a hammer type root (11) to be inserted into a circumferential groove (14) of the rotor (15), a platform (12) integral with the root (11) and supporting a airfoil portion (13), the platform including two edges perpendicular to the axis of the rotor (20, 21) and two curved flanks (22, 23), characterised in that the curve of the flanks is made out of at least one curve defined by an equation, the curvature centre of the point in the curve whereof the curvature radius is the smallest, being situated within a band (B) central to the platform and accounting for 60% of the width (D) of the platform (12) measured between its parallel rectilinear edges (20, 21), the equation defining the curve being, in the sense of mathematic functions, continuous and with continuous first derivative.

2- A blade (10) according to claim 1, wherein the curve is made out of an assembly of tangent circles.

3- A blade (10) according to any of the claims 1 and 2, wherein the curve is defined by a curve such as a spiral, an epicycloids or a circle involute.

4- A blade according to one of the claims 1 to 3, which is a rotor blade of a gas turbine engine compressor.

1. Abstract

The blade of gas turbine engine compressor of the invention includes a hammer type root to be inserted into a circumferential groove of the rotor of the compressor, a platform (12) integral with the root (11) and supporting an airfoil portion (13), the platform including two edges perpendicular to the axis of the rotor (20, 21) and two curved flanks (22, 23), the curve of the flanks being made out of at least one curve defined by an equation, the curvature centre of the point in the curve whereof the curvature radius is the smallest, being situated within a band (B) central to the platform and accounting for 60% of the width (D) of the platform (12) measured between its parallel rectilinear edges (20, 21), the equation defining the curve being, in the sense of mathematic functions, continuous and with continuous first derivative.

2. Representative Drawing

Fig. 5

Fig. 1

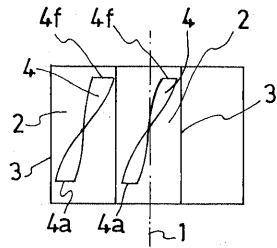


FIG.1

Fig. 3

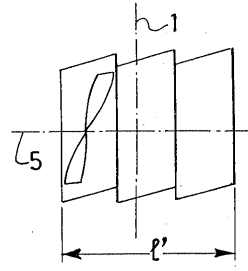


FIG.3

Fig. 2

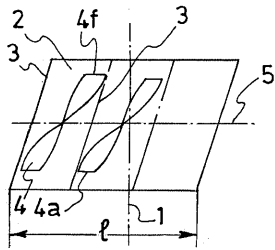


FIG.2

Fig. 4

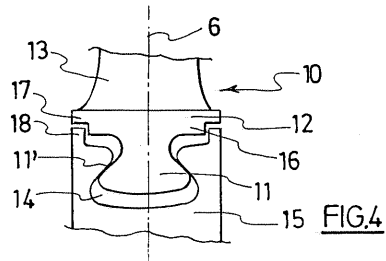


FIG.4

Fig. 5

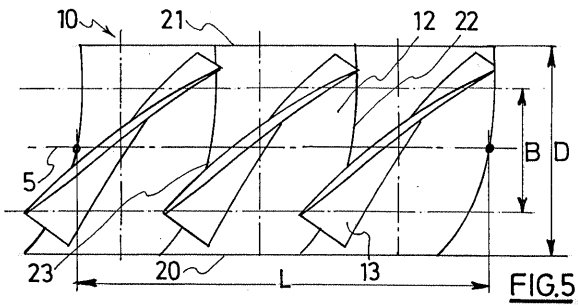


FIG.5

Fig. 7

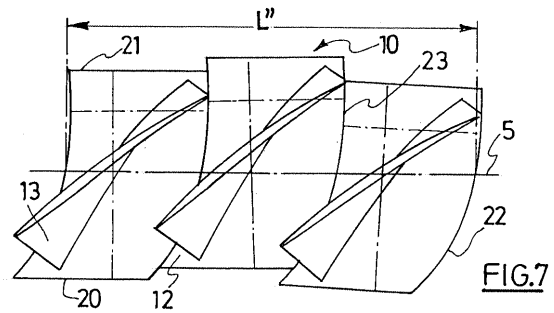


FIG.7

Fig. 6

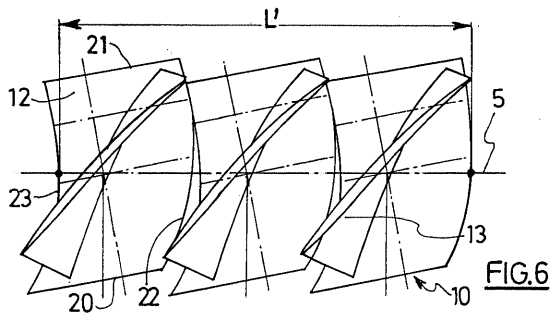


FIG.6