

(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2004-257380  
(P2004-257380A)

(43) 公開日 平成16年9月16日(2004.9.16)

(51) Int. Cl. <sup>7</sup>	F I	テーマコード (参考)
FO4D 29/38	FO4D 29/38	3H033
FO2C 3/06	FO4D 29/38	3H035
FO4D 29/66	FO2C 3/06	
	FO4D 29/66	M

審査請求 未請求 請求項の数 11 O L 外国語出願 (全 24 頁)

(21) 出願番号	特願2004-35958 (P2004-35958)	(71) 出願人	500045316 スネクマ・モトウール
(22) 出願日	平成16年2月13日 (2004. 2. 13)		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	0302380	(74) 代理人	100062007 弁理士 川口 義雄
(32) 優先日	平成15年2月27日 (2003. 2. 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

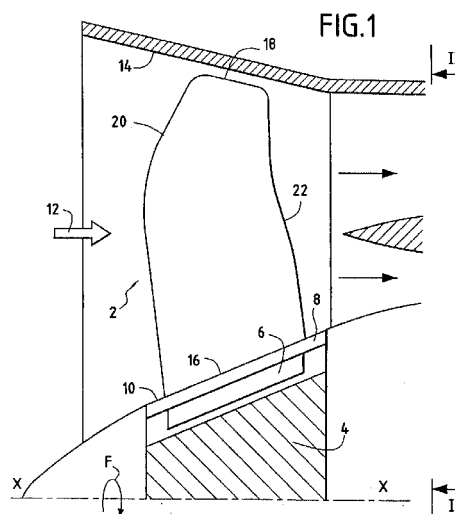
(54) 【発明の名称】 ターボジェット用後退翼

(57) 【要約】

【課題】ターボジェットのあらゆる動作状況下で最適な空気力学的性能を保证すると同時に、発生する騒音を最小限に抑えることを可能にし、また、これらの翼を複数含む、ターボジェットのファンおよびターボジェットのコンプレッサーを提供する。

【解決手段】ターボジェットの回転翼は、複数の翼部であって前記翼の基部(16)および先端部(18)の間で該翼部の重心線(15)に沿って延設される翼部を含み、前記翼は、前記ターボジェットの放射軸(Z-Z)に沿って下部(24)、中間部(26)および上部(28)を有し、前記下部は前縁線(33)の縦傾斜角( )を有し、前記中間部は前記前縁線の後方への縦傾斜角( )を有し、前記上部は前記前縁線の後方への縦傾斜角( )および前記翼の回転方向と逆方向における前記翼の前記重心線の接線傾斜角( )を有す。

【選択図】 図1



## 【特許請求の範囲】

## 【請求項 1】

縦方向の気体流の影響を受けるターボジェットの回転翼であって、前記翼(2)は、複数の翼部であって前記翼の基部(16)および先端部(18)の間で該翼部の重心線(15)に沿って延設される翼部を含み、前記翼は、前縁部(20)および後縁部(22)の間に縦に画成され、前記翼は、前記ターボジェットの放射軸(Z-Z)に沿って下部(24)、中間部(26)および上部(28)を有し、前記下部は前記翼の基部(16)から前記中間部の下限(30)まで続き、前期上部は前記中間部の上限(32)から前記翼の先端部(18)まで続き、

前記下部(24)は前縁線(33)の縦傾斜角( )を有し、前記中間部(26)は前記前縁線の後方への縦傾斜角( )を有し、前記上部(28)は、前記前縁線の後方への縦傾斜角( )および前記翼の回転方向と逆方向における前記翼部の前記重心線(15)の接線傾斜角( )を有することを特徴とする、翼。 10

## 【請求項 2】

前記翼の前記中間部(26)の下限(30)は、前記基部(16)および前記先端部(18)の間の前記翼の半径高さの40%から75%の範囲内であることを特徴とする、請求項1に記載の翼。

## 【請求項 3】

前記下部(24)の前記前縁線の縦傾斜角( )は、前記ターボジェットの放射軸(Z-Z)に対して-5°から15°の範囲内であることを特徴とする、請求項1または2に記載の翼。 20

## 【請求項 4】

中間部(26)の前縁線の後方への縦傾斜角( )は、前記ターボジェットの放射軸(Z-Z)に対して5°から20°の範囲内であることを特徴とする、請求項1から3のいずれか一項に記載の翼。

## 【請求項 5】

前記上部(28)の前縁線の後方への縦傾斜角( )は、前記ターボジェットの放射軸(Z-Z)に対して20°から50°の範囲内であり、前記上部(28)の翼部の重心線(15)の接線傾斜角( )は、前記ターボジェットの放射軸(Z-Z)に対して20°から50°の範囲内であることを特徴とする、請求項1から4のいずれか一項に記載の翼。 30

## 【請求項 6】

前記下部(24)は更に、前記ターボジェットの放射軸(Z-Z)に対して-5°から15°の範囲内にある、前記翼部の中心線(15)の接線傾斜角( )を有することを特徴とする、請求項1から5のいずれか一項に記載の翼。

## 【請求項 7】

前記中間部(26)は更に、前記ターボジェットの放射軸(Z-Z)に対して-5°から15°の範囲内にある、前記翼部の重心線(15)の接線傾斜角( )を有することを特徴とする、請求項1から6のいずれか一項に記載の翼。

## 【請求項 8】

前記上部(28)は更に、前記前縁線(33)が前方への縦傾斜角を有する前記翼の先端部(18)へ放射状に伸びる先端区域を含むことを特徴とする、請求項1から7のいずれか一項に記載の翼。 40

## 【請求項 9】

気体の流れを通過させる回転式のターボジェットの機械であって、請求項1から8のいずれか一項に記載の複数の翼を含むことを特徴とする、機械。

## 【請求項 10】

ターボジェットのファンを構成することを特徴とする、請求項9に記載の機械。

## 【請求項 11】

ターボジェットのコンプレッサーを構成することを特徴とする、請求項9に記載の機械 50

。【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明はターボジェットの後退翼 (back swept) の分野全般に関し、特にターボジェットのファンまたはコンプレッサーにおける翼の幾何学に関する。

【背景技術】

【0002】

ターボジェットは、特に、ターボジェットを通過する気体の流れる方向における後方に多段コンプレッサーを有するファンを備える。ファンおよびコンプレッサーはターボジェットの要素であり、これらを気体流が通過する。これらは各々、円周に沿って相互間に間隔を置いて配置される動翼列を含み、気体流の通路を画成する。これらの要素の翼は、ターボジェットのこれらの要素を通過する気体の流れにおいて亜音速から超音速までの速度を発生させることができる回転速度の影響を受ける。高流速は特に、気体の質量流量の改善を可能にし、それによってターボジェットの推力が高まるが、高レベルの騒音が発生するという欠点を伴う場合もある。特に、気体流が超音速から亜音速へ切り換わるのに伴う「スーパーソニック・バン (supersonic bang)」は、かかる騒音の大きな原因となる。他にも、ファン付近での気体の乱流 (広帯域騒音) を含む相互作用現象も、ファンの騒音源となる。

10

【0003】

従って、エンジン製造業者は、ターボジェットの推力を高めることができ、かつファンまたはコンプレッサーを通過する気体の流れによって生じる騒音を最小限に抑える、ファン翼およびコンプレッサー翼の案出を探索している。更に、このような翼を設計する際は、空気力学およびこれらの翼の強度といった、他の様々なパラメータを考慮する必要がある。翼は、質量流量およびそれを通過する気体の圧縮を最適にする一方で、翼にとって良好な機械的強度を保証するよう、設計される必要がある。特に、高速回転時には、高レベルの振動と遠心力とが翼にかかるため、翼が受ける機械的応力はより深刻である。

20

【0004】

ファン翼およびコンプレッサー翼については、多くの幾何学が提案されてきた。これらは主に、空気力学的性能を高めてターボジェットのファンおよびコンプレッサーによって生じる騒音を減らすための、翼部分の積重ねの関係、全般的な曲率、および空気力学的に後退させた部分を存在させる可能性、を特徴とする。しかし、これらの翼のいずれも、ターボジェットが用いられるあらゆる状況、特に、例えば離陸中および機体が最高高度に達する場合等に発生する高速または高毎分回転数 (rpm)、および例えば機体のアプローチ段階等に起こる部分的 rpm の、両方の状況下で、効果的な空気力学的動作が得られるものではなく、かつ、ますます厳しさを増す騒音基準を満たすものではない。

30

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0005】

従って、本発明は、ターボジェットのファン翼またはコンプレッサー翼に関する新規な幾何学的形状を提案することによりこれらの欠点の緩和を探索し、ターボジェットのあらゆる動作状況下で最適な空気力学的性能を保証すると同時に、発生する騒音を最小限に抑えることを可能にする。また本発明は、これらの翼を複数含む、ターボジェットのファンおよびターボジェットのコンプレッサーを提供する。

40

【課題を解決するための手段】

【0006】

このため、本発明は、縦方向の気体流の影響を受けるターボジェットの回転翼を提供する。前記翼は、複数の翼部 (blade section) であって翼の基部および先端部の間で該翼部の重心線に沿って延設される翼部を含み、前記翼は、前縁部および後縁部の間に縦に画成され、前記翼は、前記ターボジェットの放射軸に沿って下部、中間部およ

50

び上部を有し、前記下部は前記翼の基部から前記中間部の下限まで放射状に続き、前記上部は前記中間部の上限から前記翼の先端部まで放射状に続く。前記下部は前縁線の縦傾斜角を有し、前記中間部は、前記前縁線の後方への縦傾斜角を有し、前記上部は、前記前縁線の後方への縦傾斜角および前記翼の回転方向と逆方向における前記翼部の前記重心線の接線傾斜角を有することを特徴とする。

【0007】

高い「腹部」（「腹部」とは、縦位置が最小値になる前縁の地点、つまり、前縁の中間部の下限に位置する地点として定義される）と、軸方向および接線方向（翼の回転方向と逆方向）にオフセットされる後退部との組み合わせにより、翼を通過する気体の流れをより良く放射状に分配させ、高rpmでの質量流量を増加させて部分的rpmでの効率を改善することが可能となる。このように効率が改善され入射角が小さくなる結果として、音響特性が改善される。その結果、このような翼の幾何学的形状は、低rpmでは、高効率と連携して等厚翼（straight blade）の騒音が低レベルであることの利益を受け、高rpmでは、質量流量の大きさと後退翼の効率性能の高さの利益を受ける。

10

【0008】

腹部の位置は、翼の基部および先端部の間の翼の半径高さの40%から75%の範囲内であると有利である。

【0009】

下部の前縁線の縦傾斜角は、ターボジェットの放射軸に対して $-5^{\circ}$ から $15^{\circ}$ の範囲内であることが好ましい。翼の基部と通過する気体流の流れとの間の接合角に関するこの制限は、翼にかかる機械的応力を制限する役割をする。更に、翼の下部は、翼部の重心線の接線傾斜角を有しても良い。この接線傾斜角は、ターボジェットの放射軸に対して $-5^{\circ}$ から $15^{\circ}$ の範囲内であると有利である。

20

【0010】

同様に、中間部の前縁線の後方への縦傾斜角は、ターボジェットの放射軸に対して $5^{\circ}$ から $20^{\circ}$ の範囲内であることが好ましい。翼の中間部はまた、翼部の重心線の接線傾斜角を有しても良い。この接線傾斜角は、ターボジェットの放射軸に対して $-5^{\circ}$ から $15^{\circ}$ の範囲内であると有利である。

【0011】

上部の前縁線の後方への縦傾斜角は、ターボジェットの放射軸に対して $20^{\circ}$ から $50^{\circ}$ の範囲内、上部の回転方向とは逆方向における翼部の重心線の接線傾斜角は、ターボジェットの放射軸に対して $20^{\circ}$ から $50^{\circ}$ の範囲内、であることが好ましい。

30

【0012】

本発明の変形では、前縁の上部は更に、翼の先端部へ放射状に延びる先端区域を含み、前縁線が前方への縦傾斜角を有す。翼上部の先端区域のこの前方傾斜によって、翼は、その効率を損なうことなく機械的にバランスを取ることが可能となる。

【0013】

本発明の他の特徴および利点は、添付の図面を参照した以下の記述によって明らかになる。図面は、本発明の一つの実施形態を示すものであり、限定的な性質を持つものではない。

40

【発明を実施するための最良の形態】

【0014】

図1および図2は、本発明の一つの実施形態を構成する、翼が取り付けられたターボジェットのファンの、線図による部分的な縦断面図である。これらの図において、ファンは、ディスクまたはハブ4の周囲に、相互間に一定の間隔を置いて配置された一列の翼2を含む。各翼2は、根部6によってディスクまたはハブ4に固定され、該ディスクまたはハブ4は、ターボジェットの縦軸X-Xの周りを矢印Fの示す回転方向に回転する。各翼2はまた、縦軸X-Xの周囲にその一部が延びたプラットホーム8を有する。翼がディスクまたはハブ4に組み込まれる際、隣接する翼のプラットホーム8が相互に接触し、それによって、ファンを通過する空気流の流れ12のための内壁10が画成される。ファンを

50

囲むケーシングの壁 14 は、大気流の流れの外壁を形成する。

【0015】

以下の記述に関して、ターボジェットの放射軸 Z - Z は、縦軸 X - X に垂直な軸であり、翼と空気流の流れの内壁との間の交点の重心を通ると定義される。接線軸 Y - Y は、ターボジェットの縦軸 X - X および放射軸 Z - Z と連動して右手系の直角の基準系を形成する。

【0016】

図示されている翼 2 は、該翼を放射軸 Z - Z に垂直な一定高度の平面に副分割することによって生じる、複数の翼部（図示せず）を含む。これらの翼部は、プラットホーム 8 から該翼部の重心を通る線 15 に沿って延設される。翼部の重心線 15 は、各翼部の重心を、接線軸 Y - Y および放射軸 Z - Z によって画成される平面へと投出させることによって得られる。図 3 B に示すように、この翼部の重心線は、該翼部の重心の放射軸 Z - Z に沿う高さの関数である。従って、翼部の重心を通る線は、高さが最も低い地点 Z a から高さが最も高い地点 Z b まで続く。地点 Z a は、翼と空気流の流れの内壁との交点上に位置し、その高度は、該交点での翼の前縁地点および後縁地点の高度の平均値に該当する。地点 Z b は、完全に空気流の流れの中に位置する最後の翼部の高度に該当する。

10

【0017】

翼は、翼の基部 16 および先端部 18 の間に放射状に画成され、また前縁 20 および後縁 22 の間に縦に画成される。翼 2 はまた、動作中にファンを通過する空気流 12 と連動するよう、基部 16 から先端部 18 に向かって捻れている。図 3 A および 3 B をより具体的に参照すると、翼は、線図式には下部 24、中間部 26、および上部 28 に副分割できることがわかる。下部 24 は、翼面 16 から中間部 26 の下限 30 までターボジェットの放射軸 Z - Z に沿って続き、上部 28 は、中間部 26 の上限 32 から翼の先端部 18 まで放射状に続く。

20

【0018】

本発明によれば、翼の前縁 20 に沿って続く線 33 は、翼の下部 24 における前方または後方への縦傾斜角  $\theta$  を有し、また翼の中間部 26 における後方への縦傾斜角  $\theta$  を有する。更に、翼の上部 28 は、前縁線 33 の後方への縦傾斜角  $\theta$ 、および翼部の重心線 15 の翼の回転方向と逆方向における接線入射角  $\alpha$  を有す。

【0019】

翼の前縁線 33 は、図 3 A に示すように、翼の前縁 20 の地点を、一定半径で縦軸 X - X および放射軸 Z - Z で画成される子午面へ投出することで画成される。従って、この前縁線 33 は前縁の地点の半径の関数である。前縁上の地点の半径は、空気流の流れの内壁と交差する翼の前縁 20 に該当する最低半径地点 R a、および前縁と空気流の流れの外壁との交点に該当する最大半径地点 R b の間に画成される。

30

【0020】

前縁線 33 は、「前方への」縦傾斜角を有すると言われる。つまり、翼の前縁線 33 は、ファンの前方に向かって、つまり、ファンを通過する空気流 12 の吸気口に向かって傾斜する。同様に、縦傾斜角は、前縁線がファンの後端部に向かって、つまり、ファンを通過する空気流 12 の流れる方向に傾斜する場合に、「後方へ」と言われる。また、傾斜角  $\theta$  は、翼部の重心線 15 が接線軸 Y - Y に対して傾斜し、この接線傾斜角  $\theta$  がファンの回転方向 F と逆方向である場合に、「翼の回転方向と逆の接線方向に」といわれる。これらの傾斜角  $\theta$ 、 $\alpha$ 、および  $\beta$  は全て、ターボジェットの放射軸 Z - Z に対して定められる。

40

【0021】

このような構成により、本発明の翼の前縁は最小の縦方向横座標地点を有す。これは、「腹部」が中間部 26 の下限 30 と同じ高さに位置するとも言われる。ターボジェットの縦軸 X - X に沿う横座標は、空気流 12 の方向に画成される。本発明の翼の前縁はまた、ファンの回転方向と逆の方向に接線オフセットされる翼部と連携する後退 (backward sweep) を示す。図 2 および図 3 B は、接線オフセットに関連するこの後退を示す。

50

## 【0022】

本発明の好適な特性によると、最小の縦方向横軸地点  $R_v$  つまり腹部は、翼の半径高さ全体の40%から75%の範囲内に位置する。半径高さは、翼の基部16から先端部18に向かって測定される。定義により、最低半径高さである0%は前縁と空気流の流れの内壁の交点  $R_a$  に該当し、最高半径高さである100%は前縁と空気流の流れの外壁の交点  $R_b$  に該当する。これに対して、従来技術の翼が図3Aおよび3Bに点線で示されている。図3Aにおいては、特に、従来技術の翼の前縁にも最小の縦方向横座標点があることがわかる。しかし、この最小横座標点は、これに対応する本発明の翼における点よりもはるかに低い位置にある(半径高さ約30%)。

## 【0023】

更に、翼の中間部26と上部28との間の限界は、まず、地点  $R_v$  と  $R_b$  とを相互接続するセグメントを2つの等しい部分に分割することによって前縁線33について決定され、次に、地点  $Z_v$  (地点  $R_v$  と等しい高度)と  $Z_b$  とを相互接続するセグメントを同様に2つの等しい部分に分割することによって翼の重心線15について決定されることが、認識されるべきである。

## 【0024】

本発明の別の好適な特性によると、翼の下部24の前縁線33の縦傾斜角は $-5^\circ$ から $15^\circ$ の範囲内である。この傾斜角が負の場合は、前縁線の後方への傾斜角に当たることを意味し、正の場合は、前方への傾斜角に当たることを意味する。この構成により、翼の基部16および内部の空気流の流れの接点角の制限が可能となる。従って、翼の下部にかかる機械的応力は、接点角が大きい従来技術よりも小さい。更に、翼の中間部26の前縁線33の後方への縦傾斜角は、 $5^\circ$ から $20^\circ$ の範囲内であることが好ましい。

## 【0025】

本発明の更に別の好適な特性によると、翼の上部28は、前縁線の後方への縦傾斜角(図3A)がターボジェットの放射軸  $Z-Z$  に対して $20^\circ$ から $50^\circ$ の範囲内であり、翼部の重心線15に対する回転方向(図3B)と逆方向への接線傾斜角が、ターボジェットの放射軸  $Z-Z$  に対して $20^\circ$ から $50^\circ$ に範囲内である。

## 【0026】

本発明の更に別の好適な特性によると、翼の底部24は、翼部の重心線15に対して接線傾斜角を有しても良い。この接線傾斜角は、ターボジェットの放射軸  $Z-Z$  に対して $-5^\circ$ から $15^\circ$ の範囲内であることが好ましい。角度が負の場合、この傾斜角は翼の回転方向と逆方向であり、正の場合は、翼の回転方向である。

## 【0027】

更に、翼の中間部26は、翼部の重心線15に対して接線傾斜角を有しても良い。この接線傾斜角は、ターボジェットの放射軸  $Z-Z$  に対して $-5^\circ$ から $15^\circ$ の範囲内であることが好ましい。角度が負の場合、この傾斜角は翼の回転方向であり、正の場合は、翼の回転方向と逆方向である。

## 【0028】

傾斜角、およびは全て、縦方向および接線方向へ強く後退する翼に対応する。この後退と、高位置における腹部の存在とを組み合わせることによって、特に、翼形の入射角を極めて大幅に減少させる役割を果たす。翼の上部28において、このように入射角が大幅に減少することは、特に、部分的  $rpm$  でかなりの効率が得られることになり、従ってファンを通過する空気流によって発生する広帯域騒音が改善される。さらに、本発明の翼によりファンを通過する空気の流れが放射状に分配されることによって、空気流の翼の上部への移動を増やすことが可能となる。

## 【0029】

必要な場合は、本発明の変形において、翼の先端部を前方に傾斜させ(図示せず)翼の機械的挙動の改良を提供することも可能である。翼の先端部は、翼の上部28の先端区域に位置し、半径高さの80%から100%の範囲内にある。従って、この先端部の前方傾斜は、この区域における前縁線の前方への縦傾斜角に該当する。例えば、この傾斜角は5

10

20

30

40

50

°から20°の範囲であって良い。この先端部における局所的な傾斜は、翼部の重心の違いを制限しながら翼のバランスを保つ利点があるが、これによって、翼の幾何学の空中音響性能に影響を与えることはない。

【0030】

上述の翼は、ターボジェットのプロペラの一部を形成する。当然、本発明はターボジェットの高圧および低圧コンプレッサの翼にも適用される。更に、翼の他の幾何学的特性（翼弦、厚み、後縁の翼形、翼のそり等）は、本発明の主題を構成するものではないため、説明されていないことは認識されるであろう。

【図面の簡単な説明】

【0031】

【図1】本発明の一つの実施形態を構成する、翼を取り付けたターボジェットのプロペラの部分的な縦断面図である。

【図2】図1のII-IIに沿った断面図である。

【図3A】図1の翼を線図で示す縦断面図であり、従来技術の翼形を点線で表す線図を含む。

【図3B】図1の翼を線図で示す横断面図であり、従来技術の翼形を点線で表す線図を含む。

【符号の説明】

【0032】

- 2 翼
- 4 ディスクまたはハブ
- 6 根部
- 8 プラットホーム
- 10 内壁
- 12 空気流
- 14 壁
- 15 重心線
- 16 基部
- 18 先端部
- 20 前縁
- 22 後縁
- 24 下部
- 26 中間部
- 28 上部
- 30 下限
- 32 上限
- 33 前縁線

10

20

30



---

フロントページの続き

- (72)発明者 ジエローム・タルボテック  
フランス国、77380・コム - ラ - ビル、リュ・デ・ドウ・ロン - ポワン・9
- (72)発明者 フィリップ・フェス  
フランス国、77000・ムラン、リュ・デ・プテイトウ・ファブリック、7
- (72)発明者 エルベル・ジヨリイ  
フランス国、91400・サクレイ、リュ・ドウ・パリ、10
- (72)発明者 ベアトリス・ボワ  
フランス国、77166・エブリ - グレギイ - シュール - イエール、シュマン・ドユ・ポン・デ・  
ロマン、12
- Fターム(参考) 3H033 AA02 AA16 BB03 BB08 CC01 DD03 DD27 EE06 EE08  
3H035 CC01 CC07

【外国語明細書】

## Specification

### Title of Invention backswept turbojet blade

#### Background of the invention

The present invention relates to the general field of backswept blades for turbojets. More particularly, the invention relates to the geometry of blades in the fan or the compressors of a turbojet.

A turbojet is provided in particular with a fan followed, in the flow direction of the gases passing through the turbojet, by a multistage compressor. The fan and the compressor are elements of the turbojet through which the gas flow passes. Each of them comprises a row of moving blades that are circumferentially spaced apart from one another so as to define passages for the gas flow. The blades of these elements are subjected to speeds of rotation that can generate subsonic to supersonic speeds in the flow of gas passing through these elements of the turbojet. Although high flow speeds make it possible in particular to improve the mass flow rate of the gas, thereby increasing the thrust of the turbojet, they can also sometimes present the drawback of generating high levels of noise. In particular, the "supersonic bang" corresponding to the gas flow switching from supersonic speeds to subsonic speeds contributes to a large fraction of such noise. Other interaction phenomena involving turbulence of the gas flow in the vicinity of the fan (broadband noise) also constitute sources of noise in the fan.

Engine manufacturers thus seek to devise fan and compressor blades that enable turbojet thrust to be increased while minimizing the noise generated by the flow of gas passing through the fan or the compressor. In addition, when designing such blades, various other parameters need to be taken into account such as the aerodynamics and the strength of such blades. Blades

need to be designed so as to optimize the mass flow rate and the compression of the gas going past them, while guaranteeing good mechanical strength for the blades. In particular, at high speeds of rotation, the mechanical stresses to which the blades are subjected are more severe because of the high level of vibration and the centrifugal force that are applied to the blades.

Numerous geometries have been proposed for fan and compressor blades. They are characterized mainly by their stacking relationships for blade sections, their general curvature, and the possible presence of aerodynamically swept-back portions for improving aerodynamic performance and for reducing the noise generated by the fan and the compressors of the turbojet. However, none of those blades enable aerodynamic operation to be obtained that is efficient under all conditions of turbojet use, in particular both at high speed or high revolutions per minute (rpm) as occurs for example during takeoff and when the airplane reaches its maximum altitude, and at partial rpm, as happens for example during an airplane approach stage, and while also satisfying noise standards that are becoming more and more restrictive.

#### Object and brief summary of the invention

The invention thus seeks to mitigate such drawbacks by proposing a novel geometry for a fan or compressor blade of a turbojet, making it possible to guarantee optimum aerodynamic performance under all operating conditions of the turbojet while minimizing the noise generated. The invention also provides a turbojet fan and a turbojet compressor including a plurality of such blades.

To this end, the invention provides a rotary turbojet blade that is to be subjected to a longitudinal gas flow, said blade comprising a plurality of blade sections extending along a line of the centers of gravity of said blade sections between a base and a tip of said

blade, said blade being defined longitudinally between a leading edge and a trailing edge, said blade presenting along a radial axis of said turbojet a bottom portion, an intermediate portion, and a top portion, said bottom portion extending radially from said blade base to a bottom limit of said intermediate portion, and said top portion extending radially from a top limit of said intermediate portion to said blade tip, the blade being characterized in that said bottom portion presents a longitudinal angle of inclination for a leading edge line, said intermediate portion presents a backward longitudinal angle of inclination for said leading edge line, and said top portion presents a backward longitudinal angle of inclination for said leading edge line and a tangential angle of inclination for said line of the centers of gravity of the blade sections in a direction opposite to the direction of rotation of said blade.

The combination of a high "belly" (where "belly" is defined as being the point on the leading edge having a longitudinal position of smallest value, i.e. the point situated at the bottom limit of the intermediate portion of the leading edge) together with a backswept portion offset in the axial direction and in the tangential direction (in the direction opposite to the direction of rotation of the blade) leads to a better radial distribution of the flow of gas going past the blade, thus enabling the mass flow rate capacity at high rpm to be increased and improving efficiency at partial rpm. As a result of these improvements in efficiency and of these reductions in angles of incidence, acoustic characteristics are improved. As a result, at low rpm, such a blade geometry benefits from the low level of noise of a straight blade in association with high efficiency, and at high rpm, it benefits from the high mass flow rate and the high efficiency performance of a backswept blade.

The position of the belly advantageously lies in the range 40% to 75% of the radial height of the blade between its base and its tip.

The longitudinal angle of inclination of the leading edge line of the bottom portion preferably lies in the range  $-5^{\circ}$  to  $15^{\circ}$  relative to the radial axis of the turbojet. This limit on the junction angle between the base of the blade and the gas flow stream passing through serves to limit the mechanical stresses acting on the blade. In addition, the bottom portion of the blade may also have a tangential angle of inclination for the line of the centers of gravity of the blade sections. Advantageously, this tangential angle of inclination lies in the range  $-5^{\circ}$  to  $15^{\circ}$  relative to the radial axis of the turbojet.

Similarly, the backward longitudinal angle of inclination of the leading edge line in the intermediate portion preferably lies in the range  $5^{\circ}$  to  $20^{\circ}$  relative to the radial axis of the turbojet. The intermediate portion of the blade may also have a tangential angle of inclination for the line of the centers of gravity of the blade sections. Advantageously, this tangential angle of inclination lies in the range  $-5^{\circ}$  to  $15^{\circ}$  relative to the radial axis of the turbojet.

Preferably, the backward longitudinal angle of inclination of the leading edge line in the top portion lies in the range  $20^{\circ}$  to  $50^{\circ}$ , and the tangential angle of inclination of the line of the centers of gravity of the blade sections in the direction opposite to the direction of rotation of said top portion lies in the range  $20^{\circ}$  to  $50^{\circ}$  relative to the radial axis of the turbojet.

In a variant of the invention, the top portion of the leading edge further includes a top zone extending radially to the blade tip with a leading edge line presenting a forward longitudinal angle of inclination. This forward tilt of the top zone of the top portion of

the blade enables the blade to be balanced mechanically but without harming its efficiency.

Other characteristics and advantages of the present invention appear from the following description given with reference to the accompanying drawings which show an embodiment having no limiting character.

#### Detailed description of an embodiment

Figures 1 and 2 are fragmentary and diagrammatic longitudinal and cross-sectional views of a turbojet fan fitted with blades constituting an embodiment of the invention. In the figures, the fan comprises a row of blades 2 that are regularly spaced apart from one another around a disk or hub 4. Each blade 2 is fixed to the disk or hub 4 by means of a root 6, which disk or hub 4 rotates about a longitudinal axis X-X of the turbojet in the direction of rotation indicated by arrow F. Each blade 2 also has a platform 8 which extends part of the way around the longitudinal axis X-X. When the blades are assembled on the disk or hub 4, the platforms 8 of adjacent blades come into mutual contact so as to define an inside wall 10 for an airflow stream 12 passing through the fan. A wall 14 of a casing surrounding the fan forms the outside wall of the airflow stream.

For the description below, the radial axis Z-Z of the turbojet is defined as being the axis perpendicular to the longitudinal axis X-X and passing through the center of gravity of the intersection between the blade and the inside wall of the airflow stream. A tangential axis Y-Y co-operates with the longitudinal axis X-X and the radial axis Z-Z of the turbojet to form a right-handed orthogonal frame of reference.

The blade 2 shown in the figures comprises a plurality of blade sections (not shown) that result from subdividing the blade in constant-altitude planes perpendicular to the radial axis Z-Z. These sections extend from the platform 8 along a line 15 through the centers of gravity of the blade sections. The line 15 of the centers of gravity of the blade sections is obtained by projecting the center of gravity of each blade section onto the plane defined by the tangential axis Y-Y and the radial axis Z-Z. As shown in Figure 3B this line of the centers of gravity of the blade sections is a function of the height along the radial axis Z-Z of the centers of gravity of the blade sections. The line through the centers of gravity of the blade sections thus extends from a point of minimum height  $Z_a$  to a point of maximum height  $Z_b$ . The point  $Z_a$  lies on the intersection between the blade and the inside wall of the airflow stream, and its altitude corresponds to a mean of the altitudes of the leading edge points and the trailing edge points of the blade on said intersection. The point  $Z_b$  corresponds to the altitude of the last blade section that lies fully within the airflow stream.

The blade is also defined radially between a base 16 and a tip 18 of the blade, and longitudinally between a leading edge 20 and a trailing edge 22. The blade 2 is also twisted starting from its base 16 and going to its tip 18 so as to co-operate with the airflow 12 passing through the fan when in operation. With reference more specifically to Figures 3A and 3B, it can be seen that

the blade can be subdivided diagrammatically into a bottom portion 24, an intermediate portion 26, and a top portion 28. The bottom portion 24 extends along a radial axis Z-Z of the turbojet from the blade face 16 to a bottom limit 30 of the intermediate portion 26, and the top portion 28 extends radially from the top limit 32 of the intermediate portion 26 to the blade tip 18.

In accordance with the invention, a line 33 running along the leading edge 20 of the blade presents a forward or backward longitudinal angle of inclination  $\alpha$  in the bottom portion 24 of the blade and presents a backward longitudinal angle of inclination  $\beta$  in the intermediate portion 26 of the blade. In addition, the top portion 28 of the blade presents a backward longitudinal angle of inclination  $\gamma$  for its leading edge line 33 together with a tangential angle of incidence  $\delta$  in the direction opposite to the direction of rotation of the blade for the line 15 of the centers of gravity of the blade sections.

The leading edge line 33 of the blade is defined as being the projection at constant radius of the points of the leading edge 20 of the blade onto a meridian plane defined by the longitudinal axis X-X and the radial axis Z-Z, as shown in Figure 3A. This leading edge line 33 is thus a function of the radii of the points on the leading edge. The radius of a point on the leading edge is defined between a minimum radius point  $R_a$  which corresponds to the leading edge 20 of the blade intersecting the inside wall of the airflow stream and a point of maximum radius  $R_b$  corresponding to the intersection between the leading edge and the outside wall of the flow stream.

The leading edge line 33 is said to have a longitudinal angle of inclination that is "forwards" to mean that the leading edge line 33 of the blade is inclined towards the front of the fan, i.e. towards the inlet of the airflow 12 passing through it. Similarly, a longitudinal angle of inclination is said to be

"backwards" when the leading edge line is inclined towards the rear end of the fan, i.e. in the flow direction of the airflow 12 passing through it. In addition, an angle of inclination is said to be "tangential in the direction opposite to the direction of rotation of the blade" when the line 15 of the centers of gravity of the blade sections is inclined relative to the tangential axis Y-Y and when this tangential angle of inclination  $\delta$  is in a direction opposite to the direction of rotation F of the fan. These angles of inclination  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\gamma$ , and  $\delta$  are all defined relative to the radial axis Z-Z of the turbojet.

With this configuration, the leading edge of the blade of the invention presents a minimum longitudinal abscissa point also referred to as a "belly" situated level with the bottom limit 30 of its intermediate portion 26. The abscissa along the longitudinal axis X-X of the turbojet is defined in the direction of the airflow 12. The leading edge of the blade of the invention also presents a backward sweep associated with blade sections being offset tangentially in the direction opposite to the direction of rotation of the fan. Figures 2 and 3B show this backward sweep in association with its tangential offset.

According to an advantageous characteristic of the invention, the minimum longitudinal abscissa point  $R_v$  or belly is situated in the range 40% to 75% of the total radial height of the blade. This radial height is measured from the base 16 towards the tip 18 of the blade. By definition, a minimum radial height of 0% corresponds to the point of intersection  $R_a$  between the leading edge and the inside wall of the airflow stream while a maximum radial height of 100% corresponds to the point of intersection  $R_b$  between the leading edge and the outside wall of the flow stream. In comparison, a prior art blade is shown in dashed lines in Figures 3A and 3B. In Figure 3A, it can be seen in particular that the

leading edge of the prior art blade also has a minimum longitudinal abscissa point. However, this minimum abscissa point is situated much lower down than the corresponding point of the blade of the present invention (at a radial height of about 30%).

In addition, it should be observed that the limit between the intermediate portion 26 and the top portion 28 of the blade is determined firstly for the leading edge line 33 by dividing the segment interconnecting the points Rv and Rb into two equal portions, and secondly for the line 15 of the centers of gravity of the blade sections by dividing the segments interconnecting the points Zv (of altitude identical to that of the point Rv) and Zb, likewise into two equal portions.

According to another advantageous characteristic of the invention, the longitudinal angle of inclination  $\alpha$  of the leading edge line 33 of the bottom portion 24 of the blade lies in the range  $-5^\circ$  to  $15^\circ$ . When this angle of inclination is negative, that means that it corresponds to a backward angle of inclination of the leading edge line, whereas it when is positive, it corresponds to a forward angle of inclination. This configuration makes it possible to limit the angle of the junction between the base 16 of the blade and the inside airflow steam. The mechanical stresses acting on the bottom portion of the blade are thus smaller than they are in a prior art blade where the junction angle is greater. In addition, the backward longitudinal angle of inclination  $\beta$  of the leading edge line 33 of the intermediate portion 26 of the blade preferably lies in the range  $5^\circ$  to  $20^\circ$ .

According to yet another advantageous characteristic of the invention, the top portion 28 of the blade presents a backward longitudinal angle of inclination  $\gamma$  (Figure 3A) for the leading edge line that lies in the range  $20^\circ$  to  $50^\circ$ , and a tangential angle of inclination  $\delta$  in the direction opposite to the direction of rotation of the blade (Figure 3B) for the line 15 of the centers of

gravity of the blade sections lying in the range  $20^\circ$  to  $50^\circ$  relative to the radial axis Z-Z of the turbojet.

According to yet another advantageous characteristic of the invention, the bottom portion 24 of the blade may also have a tangential angle of inclination  $\phi$  for the line 15 of the centers of gravity of the blade sections. This tangential angle of inclination  $\phi$  preferably lies in the range  $-5^\circ$  to  $15^\circ$  relative to the radial axis Z-Z of the turbojet. When negative, this angle of inclination  $\phi$  is in the direction opposite to the direction of rotation of the blade, and when positive, it is in the direction of rotation of the blade.

In addition, the intermediate portion 26 of the blade may also have a tangential angle of inclination  $\epsilon$  for the line 15 of the centers of gravity of the blade sections. This tangential angle of inclination  $\epsilon$  preferably lies in the range  $-5^\circ$  to  $15^\circ$  relative to the radial axis Z-Z of the turbojet. When it is negative, this angle of inclination  $\epsilon$  is in the direction of rotation of the blade, and when it is positive, it is in the direction opposite to the direction of rotation of the blade.

All the angles of inclination  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\gamma$ ,  $\phi$ , and  $\epsilon$  correspond to a blade that is strongly backswept in the longitudinal and tangential directions. Combining this backward sweep with the presence of a high belly serves in particular to reduce very greatly the angle of incidence of the blade profiles. In the top portion 28 of the blade, this great reduction in the angle of incidence leads in particular to a substantial gain of efficiency at partial rpm, thus improving the broadband noise generated by the airflow passing through the fan. In addition, the radial distribution of the flow of air passing through the fan as obtained by the blade of the present invention makes it possible to increase transfer of the airflow into the top portion of the blade.

Where necessary, in a variant of the invention, provision can also be made to cause the tip sections of the blade to tilt forwards (not shown in the figures) so as to improve the mechanical behavior of the blade. The tip sections of the blade are situated in an upper zone of the top portion 28 of the blade lying in the range 80% to 100% of its radial height. This forward tilt of the tip sections thus corresponds to a forward longitudinal angle of inclination of the leading edge line in this zone. For example, this angle of inclination may lie in the range 5° to 20°. This local tilt in the tip sections has the advantage of balancing the blade while limiting differences between the centers of gravity of the blade sections, but without thereby affecting the aero-acoustic performance of the blade geometry.

A blade as described above forms part of the fan of the turbojet. Naturally, the present invention also applies to the blades of the high- and low-pressure compressors of the turbojet. In addition, it will be observed that the other geometrical characteristics of the blade (chord, thickness, profile of the trailing edge, blade camber, etc.) are not described since they do not constitute the subject matter of the present invention.

### **Brief Description of Drawings**

· Figure 1 is a fragmentary longitudinal section view of a turbojet fan fitted with blades constituting an embodiment of the invention.

· Figure 2 is a section view on II-II of Figure 1.

· Figures 3A and 3B are respectively a longitudinal section view and a cross-section view of the Figure 1 blade shown diagrammatically together with a diagrammatic representation of the profile of a prior art blade drawn in dashed lines.

## Claims

1. A rotary turbojet blade that is to be subjected to a longitudinal gas flow, said blade (2) comprising a plurality of blade sections extending along a line (15) of the centers of gravity of said blade sections between a base (16) and a tip (18) of said blade, said blade being defined longitudinally between a leading edge (20) and a trailing edge (22), said blade presenting along a radial axis (Z-Z) of said turbojet a bottom portion (24), an intermediate portion (26), and a top portion (28), said bottom portion extending radially from said blade base (16) to a bottom limit (30) of said intermediate portion, and said top portion extending radially from a top limit (32) of said intermediate portion to said blade tip (18), the blade being characterized in that said bottom portion (24) presents a longitudinal angle of inclination ( $\alpha$ ) for a leading edge line (33), said intermediate portion (26) presents a backward longitudinal angle of inclination ( $\beta$ ) for said leading edge line, and said top portion (28) presents a backward longitudinal angle of inclination ( $\gamma$ ) for said leading edge line and a tangential angle of inclination ( $\delta$ ) for said line (15) of the centers of gravity of the blade sections in a direction opposite to the direction of rotation of said blade.

2. A blade according to claim 1, characterized in that said bottom limit (30) of the intermediate portion (26) of the blade lies in the range 40% to 75% of the radial height of said blade between its base (16) and its tip (18).

3. A blade according to claim 1 or claim 2, characterized in that the longitudinal angle of inclination ( $\alpha$ ) of the leading edge line of said bottom portion (24) lies in the range  $-5^\circ$  to  $15^\circ$  relative to said radial axis (Z-Z) of the turbojet.

4. A blade according to any one of claims 1 to 3, characterized in that the backward longitudinal angle of inclination ( $\beta$ ) of the leading edge line of the intermediate portion (26) lies in the range  $5^\circ$  to  $20^\circ$  relative to said radial axis (Z-Z) of the turbojet.

5. A blade according to any one of claims 1 to 4, characterized in that the backward longitudinal angle of inclination ( $\gamma$ ) of the leading edge line of said top portion (28) lies in the range  $20^\circ$  to  $50^\circ$ , and the tangential angle of inclination ( $\delta$ ) of the line (15) of the centers of gravity of the blade sections of said top portion (28) lies in the range  $20^\circ$  to  $50^\circ$  relative to said radial axis (Z-Z) of the turbojet.

6. A blade according to any one of claims 1 to 5, characterized in that said bottom portion (24) further presents a tangential angle of inclination ( $\phi$ ) for the line (15) of the centers of gravity of the blade sections lying in the range  $-5^\circ$  to  $15^\circ$  relative to said radial axis (Z-Z) of the turbojet.

7. A blade according to any one of claims 1 to 6, characterized in that said intermediate portion (26) further presents a tangential angle of inclination ( $\epsilon$ ) for the line (15) of the centers of gravity of the blade sections lying in the range  $-5^\circ$  to  $15^\circ$  relative to said radial axis (Z-Z) of the turbojet.

8. A blade according to any one of claims 1 to 7, characterized in that said top portion (28) further comprises a top zone extending radially to said blade tip (18) in which the leading edge line (33) presents a forward longitudinal angle of inclination.

9. A rotary turbojet machine for passing a flow of gas, characterized in that it includes a plurality of blades according to any one of claims 1 to 8.

10. A machine according to claim 9, characterized in that it constitutes a turbojet fan.

11. A machine according to claim 9, characterized in that it constitutes a turbojet compressor.

## **1. Abstract**

A rotary turbojet blade comprises a plurality of blade sections extending along a line (15) of the centers of gravity of said sections between a base (16) and a tip (18), said blade presenting along a radial axis (Z-Z) a bottom portion (24), an intermediate portion (26), and a top portion (28), said bottom portion presenting a longitudinal angle of inclination ( $\alpha$ ) for a leading edge line (33), said intermediate portion presenting a backward longitudinal angle of inclination ( $\beta$ ) for said leading edge line, and said top portion presenting a backward longitudinal angle of inclination ( $\gamma$ ) for said leading edge line and a tangential angle of inclination ( $\delta$ ) for said line of the centers of gravity in a direction opposite to the direction of rotation of said blade.

## **2. Representative Drawing**

**Fig. 1**

Fig. 1

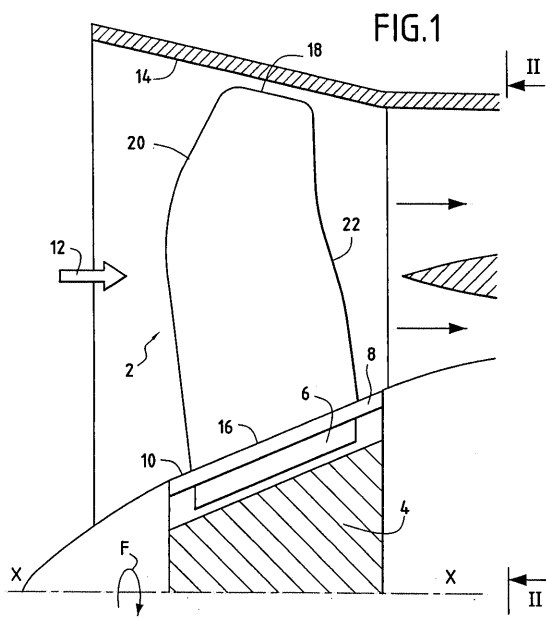


Fig. 2

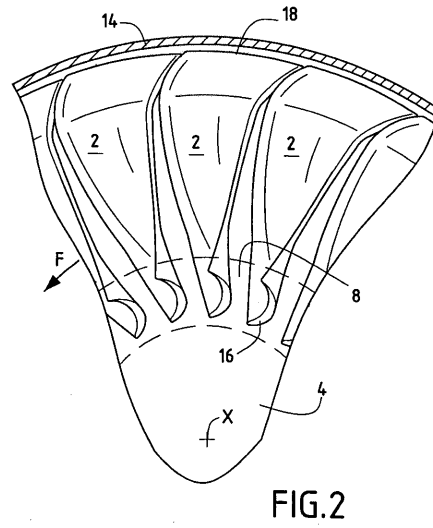


Fig. 3 A

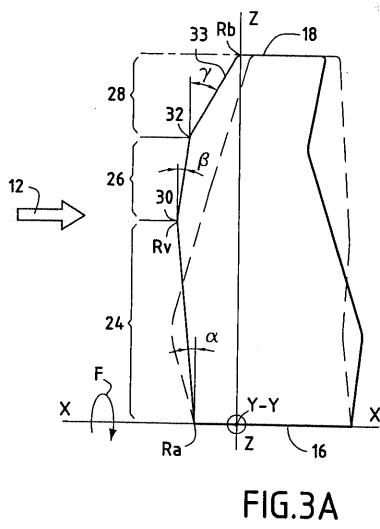


Fig. 3 B

