

(19)日本国特許庁(JP)

(12)特許公報(B2)

(11)特許番号

特許第7266610号
(P7266610)

(45)発行日 令和5年4月28日(2023.4.28)

(24)登録日 令和5年4月20日(2023.4.20)

(51)国際特許分類

F I

F 0 1 D 9/04 (2006.01)

F 0 1 D 9/04

F 0 2 C 7/045(2006.01)

F 0 2 C 7/045

F 0 2 K 1/38 (2006.01)

F 0 2 K 1/38

B 6 4 D 27/10 (2006.01)

B 6 4 D 27/10

請求項の数 7 (全18頁)

(21)出願番号 特願2020-543564(P2020-543564)

(86)(22)出願日 平成31年2月15日(2019.2.15)

(65)公表番号 特表2021-514036(P2021-514036
A)

(43)公表日 令和3年6月3日(2021.6.3)

(86)国際出願番号 PCT/FR2019/050352

(87)国際公開番号 WO2019/158877

(87)国際公開日 令和1年8月22日(2019.8.22)

審査請求日 令和4年1月19日(2022.1.19)

(31)優先権主張番号 1851361

(32)優先日 平成30年2月16日(2018.2.16)

(33)優先権主張国・地域又は機関
フランス(FR)

(73)特許権者 516227272

サフラン・エアクラフト・エンジンズ
フランス国、7 5 0 1 5・パリ、ブルー
パール・ドユ・ジエネラル・マルシイア
ル・バラン、2

(74)代理人 110001173

弁理士法人川口国際特許事務所

(72)発明者 ゲア・アギレラ、フェルナンド

フランス国、7 7 5 5 0・モワシーーク
ラマイエル、レオーロン・ボワン・ルネ
・ラボー・サフラン・セ・ウ・ペ・イ

(72)発明者 フィアック、マチュー

フランス国、7 7 5 5 0・モワシーーク
ラマイエル、レオーロン・ボワン・ルネ
・ラボー・サフラン・セ・ウ・ペ・イ

最終頁に続く

(54)【発明の名称】 鋸歯状プロファイルを有する流れ分離スラットを有する、ターボ機械

(57)【特許請求の範囲】

【請求項1】

空気流が上流から下流に、内部を流れることができる前部ファン（14）を有するターボ機械であって、ターボ機械が、全体軸（X）を有し、この軸周りに、前部ファンが回転することができ、前部ファンが回転する際に、前部ファンが下流に後流を生成し、ターボ機械が、

ファン（14）の下流の空気流を一次流れ（F_p）と二次流れ（F_s）とに分離するための、スラット（16）を有する環状分離壁（160）であって、スラット（16）が前縁部を有する、環状分離壁（160）と、

一次流れを案内するための第1のガイドベーン（IGV24）と、

二次流れを案内するための第2のガイドベーン（OGV26）と、を備え、

環状分離壁（160）のスラット（16）の前縁部が、連続した歯（30）と波状の凹部（32）とを有する鋸歯状プロファイル（28）を有し、

前縁部の延長の方向（L）に沿って繰り返される、基本の幾何学形状であって、前記方向（L）に沿う2つの連続する基本の幾何学形状（34、36）の2つの同一の波形が、その波形間に、前記方向に沿って距離（λ）を有する、基本の幾何学形状と、

前記方向（L）に対して垂直な最大振幅（h）であって、この方向（L）に沿って、前縁部が長さを有する最大振幅（h）と、

を規定し、かつ、以下の基準、

a) 最大振幅（h）が、

【数 1】

$$l_{11}^{(2)}/h < 1$$

で 40% 以内の関係にしたがって寸法が決定され、

【数 2】

$$l_{ij}^{(k)} = \int_0^\infty \frac{\langle u'_i(\mathbf{x} + r\mathbf{e}_k) u'_j(\mathbf{x}) \rangle}{\langle u'_i(\mathbf{x}) u'_j(\mathbf{x}) \rangle} dr$$

10

において、

u'_i を、方向 i における、前部ファン (14) と第 1 のガイドベーン (24、IGV) との間の空気流 (38) の速度、

r を、 k 方向における前部ファン (14) の後流の 2 つのポイント間の距離とし、

【数 3】

$$l_{11}^{(2)}$$

20

を、プロファイルの弦 (40) の方向、または、ターボ機械の全体軸 (X) に平行な方向での、前部ファン (14) によって生成される空気流 (38) の積分スケールとすることと、

b) 前記距離 (λ) が、以下の関係、

$$e < \lambda \leq d - e$$

ここで $d/\lambda \neq 1, 2, 3, \dots$

を尊重し、 e を、前部ファン (14) のブレード (140) の内の 1 つの後流内の、前部ファン (14) によって生成される空気流 (28) の幅であって、前記幅が、前記後流によって生成された、最大の乱流の運動エネルギー K_{max} の半分が見られるポイントにおいて計算され、 e が、

30

【数 4】

$$\text{基準 } e = l_{22}^{(2)}/0.21$$

から 40% 以内にあるものと概算可能である幅であり、

d を、前部ファン (14) の、周方向に連続する 2 つのブレード (140) 間の間隔とすることと、

c) 前縁部の長さに沿う、基本の幾何学形状の、歯 (30)、凹部 (32)、または繰り返す周期の数が、第 1 のガイドベーン (24、IGV) の数に等しく、40% 以内にあることと、

40

の規準 a)、規準 b)、規準 c) の少なくとも 1 つを満たすことを特徴とする、ターボ機械。

【請求項 2】

第 1 のガイドベーン (24、IGV) が、全体軸 (X) に対する角度位置 (β) を有し、

前記全体軸 (X) 周りに、鋸歯状プロファイル (28) の前記凹部 (32) の少なくともいくつか、第 1 のガイドベーン (24、IGV) の角度位置 (β) に対して角度的にオフセットしており、それにより、前記少なくともいくつかの凹部 (32) が、周方向に連続した 2 つの前記第 1 のガイドベーン (24、IGV) の間に角度的に介在されている、請求項 1 に記載のターボ機械。

【請求項 3】

50

前部ファン（１４）が、前記全体軸（Ｘ）周りに所定の方向（Ｙ）に回転するように構成されており、それにより、ファンの下流の空気流（３８）が、前記全体軸（Ｘ）に対してある角度（ α ）で、ほぼ斜めに向けられ、

歯（３０）が、前部ファン（１４）下流の空気流のほぼ斜めの向き（ α ）に向かって、該空気流に面するように前記全体軸（Ｘ）周りで円周方向に傾斜する、請求項１または請求項２に記載のターボ機械。

【請求項４】

第１のガイドベーン（２４、ＩＧＶ）が、個々に、キャンパーライン（２４０）および前縁部（２５）を有し、

歯（３０）が、前記全体軸（Ｘ）周りに周方向に、かつ個々に、前縁部（２５）が通る前記第１のガイドベーン（２４、ＩＧＶ）のキャンパーライン（２４０）に対する接線（４２）方向にほぼ向けられ、前記接線が、ターボ機械の全体軸（Ｘ）の方向に対し、（ β ）の非ゼロの角度を形成する、請求項１から請求項３のいずれか一項に記載のターボ機械。

【請求項５】

鋸歯状プロファイル（２８）の凹部（３２０）が底部を有し、

前記全体軸（Ｘ）の方向において、凹部（３２０）の前記底部の少なくともいくつかは、第１の表面（Ｙ１、Ｙ２）に属し、第１の表面（Ｙ１、Ｙ２）は、前記全体軸（Ｘ）に交差し、第２の表面（Ｙ'１、Ｙ'２）よりもさらに下流または上流に配置されており、第２の表面（Ｙ'１、Ｙ'２）は、第１のガイドベーン（２４、ＩＧＶ）の前縁部（２５）の少なくともいくつかは属する前記全体軸（Ｘ）と交差している、請求項１から請求項４のいずれか一項に記載のターボ機械。

【請求項６】

鋸歯状プロファイルの歯（３０）および凹部（３２）が、個々に、丸いまたは鋭い先端（３１）を有する波形状を有する、請求項１から請求項５のいずれか一項に記載のターボ機械。

【請求項７】

航空機（１００）を推進するように構成されることを特徴とする、請求項１から請求項６のいずれか一項に記載のターボ機械。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【０００１】

本発明は、航空機のターボ機械、または、航空機のターボ機械の試験台における、固定ブレードの航空音響管理の分野に関する。

【背景技術】

【０００２】

このタイプの固定ブレードは、例えば、空気流を整えるために、回転体の下流に配置されたＯＧＶ（出口ガイドベーン）、または整流器に見られる。静翼またはガイドベーンとの用語が、回転ブレードと対照的なものとして、固定ブレードを示すために使用される。

【０００３】

一実施例として、（前部）ファンと、二次空気脈流内に配置された、下流のガイドベーンと、を有するターボファンエンジンが与えられる。

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【０００４】

一定数のターボファンエンジン、特に、超高バイパス比ターボファンエンジン（ＵＨＢＲ、希釈率が１５を超える、非常に高い希釈率のフェアリングファンのエンジン構成）では、ファンの直径を増大させ、ターボ機械を航空機に対して懸架する懸架ポッドの長さを低減することが予想され、こうして、ファンと、ＩＧＶ（入口ガイドベーン）の吸気ガイドベーン、ＯＧＶ、およびスラットとの間の距離を低減させることが考えられる。このタイプのエンジンでは、ファンによって発生する後流の、ＩＧＶ、ＯＧＶおよびスラットと

10

20

30

40

50

の干渉が、主要な広帯域のノイズの発生源の1つである。したがって、新たな技術的解決策が、現在の音響レベルを維持および低減するために、分析されなければならない。

【課題を解決するための手段】

【0005】

本発明は、このため、（前部）ファンおよび、このファンがその周りを回転することができる全体軸（X）を有するターボ機械であって、このターボ機械が、

ファン下流の空気流を一次流れと二次流れとに分離するための、スラットを有する環状分離壁であって、スラットが前縁部を有する、環状分離壁と、

一次流れを案内するための第1のガイドベーン（IGV）と、

二次流れを案内するための第2のガイドベーン（OGV）と、

を備えたターボ機械に関する。

10

【0006】

ファンによる回転の中に置かれた流れと、二次ダクト内の整流器との間の干渉は、ターボ機械によって生じるか、動作状況に応じて航空機によって生じさえするノイズ全体に亘って支配的であると考えられるノイズの発生源にある。

【0007】

この文脈において、上述の問題の全てまたは一部を少なくとも制限するために、前記環状分離壁のスラットの前縁部が、歯と凹部とが連続した鋸歯状プロファイルを有するものとされることが提案される。

【0008】

20

換言すると、ファンブレードの後流と、スラットとの間の干渉ノイズを低減するために、波状の前縁部のスラットを使用することが、本明細書で提案されている。これに関し、スラットと、ファンブレードの後縁部との間の軸方向の距離が比較的短く、したがって、スラットは、OGVおよびIGVによって感知される空気の乱流より高いレベルの空気の乱流に曝される場合があることに留意されたい。

【0009】

鋸歯状、すなわち、波状の前縁部を有する翼型に関し、波形（以下を参照）とは関係なく、乱流を伴う干渉ノイズが、特に波形の凹部において生成され、この凹部で、圧力の変動がより強くなる。

【0010】

30

したがって、当然の目標は、ノイズ発生源と、凹部の底との間の干渉を最小にすることにより、波状の前縁部のスラットによって広がるノイズを低減するように、波形の幾何学形状を最適にすることである。

【0011】

この干渉を低減させるために、とりわけ、正弦波形または三角形とすることができる、波形を画定するために、3つの規準の全てまたは一部が考慮された。

【0012】

より正確には、

前縁部の延長の方向に沿って、それ自体が連続する基本の幾何学形状（このため、この幾何学形状のプロファイルは、周期的法則に従う）であって、前記方向に沿う2つの連続する基本の幾何学形状の2つの同一の波形が、その波形間に、前記方向に沿って距離 λ （m）を有する、基本の幾何学形状と、

40

前記方向に対して垂直な、最大振幅 h （m）と、を画定し、かつ、以下の基準、

a) 最大振幅が、

【数1】

$$I_{11}^{(4)}/h < 1$$

で40%以内の関係にしたがって寸法が決定され、

50

【数 2】

$$l_{ij}^{(k)} = \int_0^{\infty} \frac{\langle u'_i(\mathbf{x} + r\mathbf{e}_k) u'_j(\mathbf{x}) \rangle}{\langle u'_i(\mathbf{x}) u'_j(\mathbf{x}) \rangle} dr$$

において、

u'_i (m/s) を、方向 i における、ファンと第 1 のガイドベーン (5、IGV) との間の空気流の速度、

r を、 k 方向におけるファンの後流の 2 つのポイント間の距離 (m) とし、

【数 3】

$$l_{11}^{(2)}$$

を、ターボ機械の全体軸 (図 2 の X 軸) の方向 (これに対して平行な方向)、または、鋸歯状プロファイルの弦 (そのような弦が存在する場合であり、図 3 のアイテム 40 を参照) の方向での、ファンによって生成される空気流の積分スケール、とすることと、

b) 前記距離 (λ) (すなわち、2 つの連続する歯の間の周期性または間隔) が、以下の関係、

$$e < \lambda \leq d - e$$

ここで $d/\lambda \neq 1, 2, 3 \dots$

を尊重し、

e を、ファンのブレードの下流のファンによって生成される (空気流の) 後流の損失を規定する幅 (m) であって、前記幅が、最大乱流運動エネルギー $K_{\max}$ の半分が生成される空気流の対応する部分、このため、前記後流内において見られるポイントにおいて計算され、 e が、

【数 4】

$$\text{基準 } e = l_{22}^{(2)} / 0.21$$

(ここで、

【数 5】

$$l_{22}^{(2)}$$

は、周方向に、ファンによって生成された空気流の積分スケールである) から 40% 以内にあるものと概算されることが出来る幅であり、

d を、周方向に連続する 2 つのファンブレード間の間隔 (m) (図 13 を参照されたい) とすることと、

c) 鋸歯状プロファイルの前縁部の長さに沿う、基本の幾何学形状の、歯、凹部、または繰り返し周期の数が、第 1 のガイドベーン (IGV) の数の 40% 以下であることと、の規準 a)、規準 b)、規準 c) の少なくとも 1 つを満たす、波形を与える鋸歯を有するプロファイルを考慮することが提案されている。

【0013】

このテキストでは、

寸法のパラメータ (振幅、距離、速度など) は、SI 単位系 (国際単位系) で考慮され、

「40% 以内」との許容範囲は、必要であれば、10% 以内に低減される場合がある。

このことは、前記波状の前縁部のスラットにより、前部ファンの一定の回転速度において、発散されるノイズがさらに低減されることに繋がる。

【0014】

さらに、このテキストの式における下付文字または指数（ i 、 j 、 k ）に関し、例えば、図13が、ファンプレードのプロファイル140、ならびに、下流の流れの後流およびスラット16を示しており、ここで、下付文字（ i 、 j 、 k ）が、

1に等しい場合、これらは「X」方向（ターボ機械の全体軸の方向）に対応し、

2に等しい場合、これらは「Y」方向（周方向）に対応する

ことに留意されたい。このため、スラット16の前縁部の延長の方向（図2または図13のL）は、周方向「Y」、または、図13の

【数6】

$$l_{22}^{(2)}$$

10

の指数「2」に対応する。

【0015】

「 r 」が、積分スケールの計算のための、

【数7】

$$l_{ij}^{(k)}$$

に関する上述の方程式の積分変数であることをも理解されたい。

20

【0016】

空気流を前記一次流れと前記二次流れとに分割するスラット（以下に16と付されている）のケースのように、明確な「弦」がない場合、「プロファイルの弦（以下に40と付されている）の方向」は、このケースでは、前記全体軸の方向に対応することが考慮される。

【0017】

通常、過度には歪曲されない、周期的な基本の幾何学形状を有するプロファイルを少なくとも有することで、ファンによって生成された空気流または流れが、歯（の頂部）において波状前縁部をバイパスし、凹部の近くで加速することがわかる。

【0018】

この場合、第1のガイドベーン（IGV）の前縁部のケーシング領域のレベルで、過度に大きいエリアの乱流、および／または、過剰な速度になることを避けるために、前記全体軸（X）周りに、鋸歯状プロファイルの凹部の少なくともいくつか、第1のガイドベーン（IGV）の角度位置に対して角度的にオフセットしており、それにより、（少なくともいくつかの）凹部が、周方向に連続した2つの第1のガイドベーン（IGV）の間に角度的に介在されていることが提案されている。

30

【0019】

ファンの軸方向下流で生成された空気流は、渦を巻き、ファンの回転方向および速度によって強く影響される。

【0020】

歯の表面が、予想される音響の影響において、可能な限り完全に有効になることができるように、このことを考慮に入れるために、前記全体軸（X）に対して平行な方向に対して傾斜する形で歯が個別に展開し、それにより、これら歯が、ファンの回転により、こうして生成される回転流の、前記X軸に対しほぼ斜めになっている、回転方向に向けられるようになっていることが、提案されている。

40

【0021】

換言すると、

ファンが、前記全体軸（X）周りに所定の方法に回転するように構成されており、それにより、ファンの下流の空気流が、前記全体軸（X）に対し、ほぼ斜めに向けられているようになり、

50

歯が、このため、前記全体軸（X）周りに周方向に、ファンの下流の空気流のほぼ斜めの向きに向けて傾けられて、ほぼこの斜めの向きに面することができる。

【0022】

空気流の方向が、ファンの速度に応じて変化できるように、歯がIGVのキャンバーの方向に傾けられることも可能である。

【0023】

両方のケースにおいて、歯は実際には個別に、問題となっている歯の頂部を通る、前記全体軸（X）に対して平行な方向に関し、軸方向に非対称となる。

【0024】

基本的に、傾斜は、歯に応じて異なる傾斜が可能である場合であっても、全ての歯に関して同じとなる。

【0025】

同様に、ファンの回転の影響を考慮するために、かつ、前記渦を巻く空気流のIGVに対する音響の影響を制限するために、

a) 前記第2のガイドベーン（IGV）が、全体で平均キャンバーラインを有し、歯の少なくともいくつかは、これらIGVの平均キャンバーラインに対し、ほぼ接線方向に、前記全体軸（X）周りに周方向に向けられており、接線に関し、IGVの前縁部において、ターボ機械の全体軸（X）の方向に対して、ゼロではない角度（ β ）を形成することが可能であること、および／または、

b) 前記全体軸（X）の方向において、鋸歯状プロファイルの凹部の底部が、これら底部の少なくともいくつかにおいて、前記全体軸（X）に交差する第1の表面に属し、この第1の表面が、第2のガイドベーン（IGV）の前縁部の少なくともいくつかは属する、前記全体軸（X）に交差する第2の表面よりもさらに下流または上流に配置されていることが、同様に提案されている。

【0026】

ポイント（a）は、IGVの形状に関し、空気流の好ましい角度方向を確実にし、ポイント（b）は、IGVに関する空気流の、継続的な下流の案内を確実にし、それにより、空気流が歯に沿って依然としてスライドしており、したがって、依然として、歯によって直接向けられる間、空気流が歯に当たるようになっている。

【0027】

形状に関し、鋸歯状プロファイルの歯および凹部が、丸いか鋭い頂部を有する、個別に波形状を有するものとすることが、さらに提案されている。

【0028】

丸い頂部の利点は、これにより、局所的な過度の機械的応力集中を避け、こうして、長期に亘って良好な強度を提供することである。鋭い頂部の利点は、ノイズ低減能力が向上することである。

【0029】

さらなる考慮事項は、鋸歯状プロファイルの歯および凹部が、局所的に直線状の側壁を有するように個別に形状を付され、同じ利点を有することである。

【0030】

航空機の推進に関して提供されているが、ターボ機械の特性は、陸または海の、他の用途に関連することができる。

【0031】

添付図面を参照しつつ、非限定的な実施例として与えられている、以下の詳細な説明を読むことにより、必要な場合、本発明がよりよく理解され、本発明の他の詳細、特徴、および利点が現れる。

【図面の簡単な説明】

【0032】

【図1】 航空機のための通常のターボ機械の長手方向の断面図（X軸）である。

【図2】 本発明に係る解決策を有する、一次流と二次流との間の分離壁の上流ゾーン（ス

10

20

30

40

50

ラット)を示す図である。

【図 3】図 2 の細部 I I I に対応する図である。

【図 4】図 1 の細部 I V に対応する図である。

【図 5】本発明に係る、様々な鋸歯状プロファイル形状を示す図である。

【図 6】本発明に係る、様々な鋸歯状プロファイル形状を示す図である。

【図 7】本発明に係る、様々な鋸歯状プロファイル形状を示す図である。

【図 8】本発明に係る、様々な鋸歯状プロファイル形状を示す図である。

【図 9】本発明に係る概略的な鋸歯状プロファイル、および、空気流の流線を示す図である。

【図 10】本発明に係る概略的な鋸歯状プロファイル、および、空気流の流線を示す図である。

10

【図 11】本発明に係る概略的な鋸歯状プロファイル、および、空気流の流線を示す図である。

【図 12】周方向 Y における、一定のブレード高さでのファンブレードの後方の、一次流の乱流の運動エネルギー K 発生曲線を示す図である。

【図 13】特に、前部ファンブレードと、流れを分離するスラットの狭められたプロファイルの実施例との間の、周方向 Y に沿う乱流の空気流の強度曲線を示す図であり、この図は、スラットにおいて形成された一定の半径方向断面を示している。

【発明を実施するための形態】

【0033】

20

図 1 を参照すると、航空機 100 のターボジェット 10 が、概略的に示され、以下のよう

に画定されている。

【0034】

ポッド 12 が、前方(図 1 では左側)に上流ファン 14 (AM) を含む、様々な構成要素

のための外側ケーシングとして使用されている。

【0035】

ファン 14 の下流 (AV) では、空気流 (図 4 において、符号 38 で局所的に概略が示されている) が、環状壁 160 の分離スラット 16 により、一次空気流と二次空気流とに分離される。一次空気流は、第 1 のベーンとも呼ばれる、吸気ガイドベーン 24、IGV において、低圧コンプレッサ 22 に入る際に、内側の環状空気通路、または一次ジェット 18 を通って流れる。二次空気流は、分離スラット 16 により、外部の環状空気通路 20 (二次ジェット) 内に、二次ベーンとも呼ばれる流出ガイドベーン 26、OGV へ、次いで、エンジン流出部へと、方向が変えられる。

30

【0036】

図 2 では、分離スラット 16 の前部 161 をより正確に可視化することができる。この前部 161 は、最も上流側に位置する前縁部 164 を含み、また、この前部 161 において、分離スラット 16 の外壁 162 が、分離スラット 16 の内壁 163 と接触し、上壁 162 が二次ジェット 20 の内側シェルを形成する。

【0037】

本テキストでは、軸方向は、ターボ機械の関連する部分の回転の長手方向軸 (X) に沿うか、平行に延びる任意の方向に言及する。この軸は、基本的に、ターボ機械の主要な回転軸である。径方向 (Z 軸) であるもの、および、周方向であるものは、それぞれ、X 軸に対して径方向に延びるもの、および、X 軸周りに延びるものである。X 軸に対して、そのように径方向であるもの全ては、内部にあるものであるか内側のもの、および、外部にあるものであるか外側のものである。このため、内壁 163 は、分離スラット 16 の、径方向内側の壁である。さらに、上流および下流に対する任意の参照は、考慮されているタービンエンジン (の一部) のガスの流れに関連して考慮されるものとする。これらガスは、上流から入り、下流から出て、ほぼ前述の長手方向の回転軸に平行に循環する。

40

【0038】

さらに、添付図面、および、この添付図面に関する記載は、X が上述のように規定され

50

たものとして、慣習的な、垂直の基準マーク X-Y-Z を参照しつつ規定されている。

【0039】

分離スラット 16 は中空である。壁の外側面 162 は、二次流れを受ける外側の環状空気通路 20 に対する径方向内側の境界として機能し、一方、壁の内側面 163 は、一次流れを受ける内側の環状空気通路 18 に対する径方向外側の境界として機能する。

【0040】

分離スラット 16 の下側壁 163 は、低圧コンプレッサ 22 の外側シェルを形成する。

【0041】

流出部 26 の下流の、分離スラット 16 の前縁部 164 からの IGV 24 の軸方向のオフセット (X) は、同じ前縁部 164 からの OGV 26 のオフセットより小であるが、分離スラット 16 の前縁部 164 に直接隣接している前部 161 の部分は明確である。

10

【0042】

したがって、このゾーンによって発生するノイズを制限することによる、航空音響管理の印加される影響に関し、この前縁部 164 が、歯 30 と凹部 32 とが連続するプロファイル 28 を有していることが予測されることができ。

【0043】

鋸歯 28 のプロファイルの前縁部に沿うノイズ発生源間の干渉を低減するために、図示のように、とりわけ、正弦波形であるか三角形とされることができ鋸歯に関する 3 つの規準のいくつかまたは全てを考慮することが提案されている。

【0044】

第 1 の規準：乱流のフルスケール。

乱流の積分スケールから、鋸歯の波長 λ と振幅 h とを概算することが提案されている。

20

【0045】

より正確には、我々は、鋸歯状プロファイル 28 が、

前縁部 164 (図 2 および図 3) の延長の方向 (L) に沿って、それ自体が繰り返される基本の幾何学形状であって、2 つの同一 (または、2 つの連続した歯の幾何学形状がわずかに変化している場合、+/- 15% まで、おおよそ同一) である、2 つの連続した基本の幾何学形状の波形、例えば、図 5 および図 6 の符号 34、36 などが、前記方向 L に沿って、その波形間に、この方向に距離 λ (m) を有する、基本の幾何学形状と、

この方向 L に対して垂直な、最大振幅 h (m) と、

30

を規定する波形を提供することを考慮することになる。

【0046】

基本の幾何学形状が、いくつかの、好ましくは 2 つの波形、2 つの異なる歯 30 と 2 つの異なる凹部 32 とを有すると推定されると、図 5 に示すように、最大振幅 h は、歯 30 の頂部、もしあれば、もっとも顕著な頂部と、凹部 32 の底部、もしあれば、最も深い底部との間の、X 軸に沿う最大の距離として規定されており、このケースでは、

$$\lambda = \lambda_1 + \lambda_2$$

となる。

【0047】

この第 1 の規準によれば、最大振幅 h は、

40

【数 8】

$$l_{11}^{(2)}/h < 1$$

の関係に従って規定される寸法から、40% 以内にあるような寸法であるように選択される。この一般式

【数 9】

50

$$l_{ij}^{(k)} = \int_0^\infty \frac{\langle u'_i(\mathbf{x} + r\mathbf{e}_k) u'_j(\mathbf{x}) \rangle}{\langle u'_i(\mathbf{x}) u'_j(\mathbf{x}) \rangle} dr$$

(※)

では、

u'_i (m/s) を、方向 i における、ファン 14 とガイドベーン IGV 24 との間の空気流の速度、

r を、 k 方向におけるファンの後流の 2 つのポイント間の距離 (m)、

【数 10】

$$l_{11}^{(2)}$$

を、全体機械軸 (図 2)、または、プロファイルの弦 40 (図 3) の方向において、ファン 14 によって生じる空気流 38 (図 4) の積分スケールとする。

【0048】

(※) さらなる詳細または説明については、AIAA の会議論文「Wavy Leading Edge Airfoils Interacting having Anisotropic Turbulence」の、AIAA 2017-3370、ページ 4/16 に公表されている、式 (5)、および、その関連するデータを参照されたい。このことは、 u'_i が、前記空気流の速度の n 番目の構成要素を示し、 r が、 k 番目の方向 2 つのポイント間の距離であり、 $\mathbf{e}_k$ が、 k 方向における単位ベクトルであり、

【数 11】

$$\langle \cdot \rangle$$

が、アンサンブル平均の記号であることを特定している。したがって、

【数 12】

$$l_{ij}^{(k)}$$

は、 k 番目の空間的方向における前記速度の n 番目と j 番目の構成要素の積分長さスケールである。

【0049】

これら定義を使用して、プロファイル 28 の広帯域のノイズを最適化するために使用される鋸歯のサイズは、

【数 13】

$$l_{11}^{(1)}/h < 1$$

と、

【数 14】

$$l_{22}^{(2)}/\lambda \leq 0.5$$

とを、それぞれ、翼型の翼弦 40 の方向 (したがって、実質的に、前記全体軸に沿う) の乱流の空気流 38 の積分スケールと、延長方向 L での前縁部 164 の積分スケールと、として (図 5～図 8、および図 13 を参照)、

【数 15】

10

20

30

40

50

$$l_{11}^{(1)}$$

および、

【数 1 6】

$$l_{22}^{(2)}$$

を満たすものとする。

【0 0 5 0】

これらの値は、等方性乱流の空気流が存在する中で、スラット 1 6 によって生じる広帯域のノイズの低減を最適化するために使用される。

【0 0 5 1】

しかしながら、このことは、ファンが作動している場合、実際には等方性の乱流ではない、空気流またはファン 1 4 の後流 3 8 に関するケースとはならないものとして、考慮されることができる。

【0 0 5 2】

したがって、以下の第 2 の規準を、1 6 4 などのスラットの動作上の特殊性に対して好ましく適応させるために、単独で、または第 1 の規準と組み合わせて、適用することが決定されることができる。

【0 0 5 3】

第 2 の規準：最大の音響放射を有する凹部の低減。

したがって、同時に、個別化された後流 3 8 によって影響される前縁部 1 6 4 の凹部 3 2 の数を低減することが提案されている。このため、図 1 3 により、我々は、空気流 3 8 の強度（または割合）I の最大レベル（ゾーン Im）がファン 1 4 の各ブレード 1 4 0 の、後流にあることを見ることが可能である。これら最大レベルは、スラット 1 6 からの音響放射の振幅に直接関連している。

【0 0 5 4】

凹部 3 2 の数を低減するために、ファンのブレード 1 4 0 の単一の後流が、実質的に同時に、周方向に連続する 2 つの凹部 3 2 に影響することを防止するように、鋸歯状プロファイルの前縁部 1 6 4 の設計および構成に、追加の条件を適用することが、最初に提案されている。

【0 0 5 5】

この条件は、

$$\lambda > e$$

によって与えられ、ここで e は、ブレード 1 4 0 とほぼ連続している、ブレード 1 4 0 下流の、ファンによって発生する空気流 3 8 の後流の幅に対応する（図 1 3 参照）。この局所的な後流の幅は、図 1 2 に示すように、スラット 1 6 の前縁部 1 6 4 に面している、このブレードの後流において、最大の乱流の運動エネルギー K_{max} の半分が見られるポイントにおいて計算される。この値 e は、テストデータから、または、

【数 1 7】

$$e = l_{22}^{(2)} / 0.21$$

の規準から概算されるものから、40%以内とすることができる。乱流の積分スケールも、計算流体力学（CFD：Computational Fluid Dynamics）の計算から概算されることができる。

【0 0 5 6】

第 2 に、周方向に連続する 2 つのファンブレード 1 4 0 間の間隔または距離 d を考慮するために、別の条件を追加で適用することが提案されている。図 1 3 を参照されたい。図

13では、距離dが、2つの連続するファンブレードの2つの後縁部間の距離として規定されている。この目的は、いくつかのファンブレード140の同時の後流の同時の影響に起因する、いくつかの凹部32の最大の音響放射を避けることである。ノイズの低減は、ブレードの数が、最大のノイズを放射する凹部の数に等しい場合に、影響が少なくなるものとされる。

【0057】

したがって、別の条件として、2つの連続する歯30間の周期性または間隔、すなわち、前記距離(λ)に関し、

$$e < \lambda \leq d - e$$

ここで $d/\lambda \neq 1, 2, 3 \dots$

が提案されている。したがって、

eは、ブレード140の下流でファンによって生成される乱流の空気流38（技術用語では「ファン後流」と呼ばれる）の幅(m)であって、前記幅が、最大の乱流の運動エネルギー K_{max} の半分か、好ましくは、図13を参考とするスラットの前縁部に面する（または近接する）、生成される空気流の対応する部分において見られるポイントにおいて計算される、幅(m)であり、eは、

【数18】

$$e = l_{22}^{(2)} / 0.21$$

の規準から概算されるもの（上述の一般式を参照されたい）から、40%以内と概算されることができ、dは、好ましくは、スラットのの前縁部において（またはその近くで）、周方向に連続する2つのファンブレード140間の間隔(m)である。図13を参照されたい。

【0058】

規準「e」は、有利には、スラットのの前縁部にもっとも近いポイントにおいて計算されることになる。

【0059】

第3の規準：IGVに関する凹部の配置。

通常、流れ38は、歯30の頂部において前縁部164をバイパスし、凹部32の底部の近位で加速する。図9から図11に示される流れのラインを参照されたい。

【0060】

したがって、前述の条件の全てまたは一部に対し、代替的または追加的に、別の条件を、鋸歯状プロファイルを有する前縁部164の設計および構成に適用することが提案されている。すなわち、鋸歯状プロファイルの前縁部164の長さ（方向Lであり、このため、ここでは、外辺部）に亘る基本の幾何学形状の、歯30、凹部32、または繰り返し周期の数（図5から図8のλを参照されたい）が、第1のIGVガイドベーン24の数に等しく、40%以内にある。

【0061】

図9～図11に示すように、IGV24を、歯30を有する空力学的整列に配置することは、IGV24の数と、前縁部164における歯30の数とが、上述の割合にある場合、同様に好ましいものとなる。

【0062】

このため、乱流の顕著な領域が、ケーシング領域におけるIGVの前縁部に影響することを防止するために、X軸周りにおいて、鋸歯状プロファイル28の凹部32の少なくともいくつかを、IGV24の角度位置から、角度的に（周方向に）オフセットさせ、それにより、これら凹部32が、図9～図11に示すように、2つの最初の周方向に連続するIGV24間に介在されるようにすることが提案されている。

【0063】

これらの図では、IGV24は、歯30と連続して、軸方向(X)に均等に配置されて

いる。より正確には、各 IGV 24 が、X 軸に沿って実質的に整列して配置されており、上流において、歯 30 の頂部が IGV 24 の前方にある。

【0064】

図 9 では、この整列は全体 X 軸に平行である。また、歯 30 は、各々が頂部 31 を有しており、この頂部 31 では、X 軸に対して平行な方向に関し、各個に対称である。この平行な方向は、考慮される歯 30 の頂部 31 を通っている（例えば平行な方向 X1 を参照されたい）。

【0065】

図 10 および図 11 では、IGV 24 は、X 軸に対し、X-Y 平面において角度 β だけ傾斜している。歯 30 は、このため、この X 軸周りに周方向に、同じ角度 β で、共通の IGV 24 と同じ方向に傾斜されることができる。代替的には、ファン 14 の回転の影響を考慮すると（図 2 の実施例の矢印を参照されたい）、歯は、ファンの下流において、流れの方向に傾斜させることができる（このことは、図 10 および図 11 に示すように、X 軸と角度 α を形成することができる）。

【0066】

実施されたテストの最初の結果を考えると、 15° から 60° の間の角度 α および／または β が適切である場合がある。したがって、このことは限定的ではない。

【0067】

このため、IGV 24（の前縁部）と、歯 30（の前縁部）との両方が、実際、空気流 38 にほぼ面している。この空気流 38 は、その全体の斜めの方向 U が、ファン 14 の一致した回転方向（矢印 S）を考慮し、X に沿う、その成分 U_x と、Y に沿う成分 U_y との結果である。

【0068】

さらに、歯 30 は、全体軸 X に対して平行な方向（図 10 の X'1 および図 11 の X'2 を参照されたい）に関し、各個に軸方向には対称ではなく、やはり、問題となっている歯の頂部 31 を通っている。

【0069】

これらの配置の目的は、2つの要素があると見なされることができる。第 1 に、凹部 32 に生じる、加速された乱流の流れと、IGV の前縁部 25 との間の干渉を避けることである（図 9 ～図 11）。このことは、低圧コンプレッサ 22 のノイズに著しく寄与し得る。第 2 に、この技術的解決策は、この低圧コンプレッサ 22 の吸気を最適にするため、および、あらゆる空力学的損失を低減するために、使用されることができる。

【0070】

図 10 および図 11 に示すように、これら第 1 のガイドベーン／IGV 24 は、個別に、ファン 14 の回転の影響に対処するために、そのガイドベーンの翼弦に沿って、平均的なキャンパーライン 240 を示す場合がある。

【0071】

図示の実施例では、上側表面 241 は、正の Y 方向を向いており、下側表面は反対側にある。

【0072】

これらの条件下では、ファン 14 がこうして下流に生成する、渦を巻く空気流の IGV 24 に対する音響の影響を制限もするために、図 10 および図 11 に示すように、歯 30 が、前記全体軸 X 周りに周方向に、その前縁部 25 において、IGV 24 の平均キャンパーの前記ライン 240 に対する接線 42 の方向に全体的に向けられて、一次脈流ケーシングの近位において IGV に影響する相対流れの発生を向上させ、こうして、剥離に関する潜在的な負の影響を、および／または、IGV のグリッド性能の損失を制限することも提案されている。「全体の」により、我々は、同一の角度から、40% までを意図している。図 10 および図 11 に示すように、前記接線は、ターボ機械の全体軸（X）の方向に対し、流れの方向において鋭角の、ゼロではない角度（ β ）を形成する場合がある。この流れの方向は、それ自体は下流を向いている。

10

20

30

40

50

【 0 0 7 3 】

体系的に、全体軸 X に沿って、歯 3 0 は、図に見られることができるように、I G V 2 4 の前縁部 2 から上流に位置している。

【 0 0 7 4 】

しかしながら、ノイズ低減に有益となり得る、歯のサイズの増大のために、依然としてこの X 軸の方向において、鋸歯状プロファイル 2 8 の凹部 3 2 の底部 3 2 0 が、それらの少なくともいくつかに関し、第 1 の表面であって、前記 X 軸を横切り、図 1 0 では Y 1、図 1 1 では Y 2 としてマークされ、(図 1 0) に配置された、第 1 の表面に属し、または、第 2 の表面であって、やはり X 軸を横切り、図 1 0 では Y ' 1、図 1 1 では Y ' 2 とマークされ、I G V 2 4 の前縁部 2 5 の少なくともいくつかが属する第 2 の表面よりさらに上流 (A M) または下流 (A V、図 1 1) にオフセットされることが、提案されている。図示に関わらず、このことは、先験的に、歯 3 0 の頂部および凹部 3 2 の底部 3 2 0 の形状とは無関係である。より上流側の配置が、同様に可能であり、上述の効果に匹敵する効果を有する。

10

【 0 0 7 5 】

このことに関し、鋸歯状プロファイル 2 8 の歯 3 0 および凹部 3 2 は、ファンブレードによって生成される空気流の影響のノイズを低減することを補助し、また、波形のケースでは、局所的な応力の集中を低減するために、個別に、丸い (図 1 0) か鋭い (図 1 1) 先端を有する、波状の形状を有することになる。

20

【 0 0 7 6 】

これら歯 3 0 および凹部 3 2 の、図 1 1 で符号 3 0 0 が附される側壁の形状に関し、これら側壁は、個別に、かつ局所的に、直線状 (図 1 1) である場合があり、別の、潜在的に効率的な製造プロセスを提供する。このことは、前縁部に沿って、ノイズ発生源間のいくらかの非相関、または位相シフトを導入し得る。

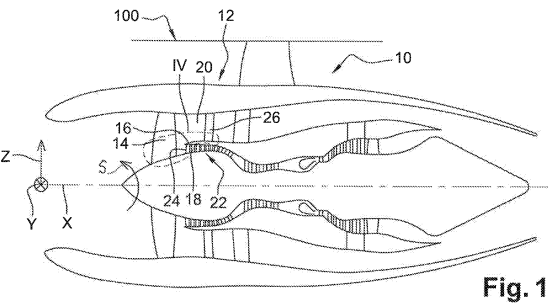
30

40

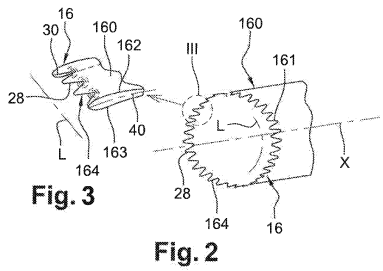
50

【図面】

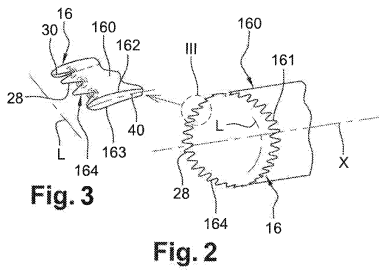
【図 1】



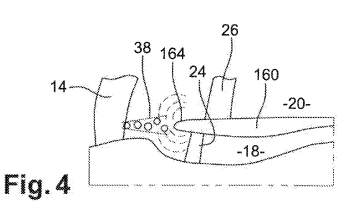
【図 2】



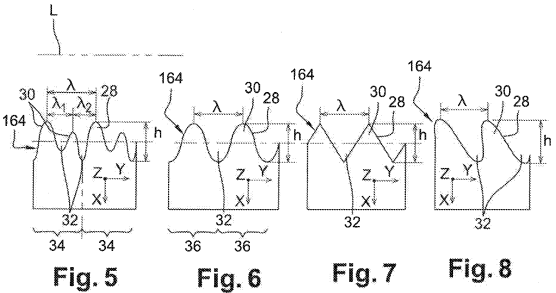
【図 3】



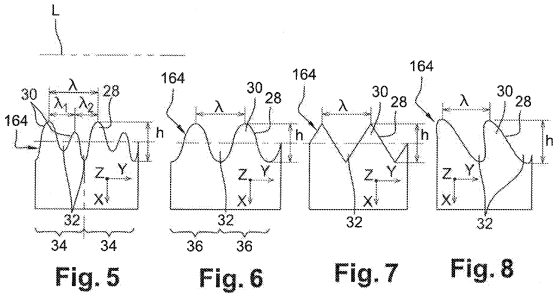
【図 4】



【図 5】



【図 6】



10

20

30

40

50

【図 13】

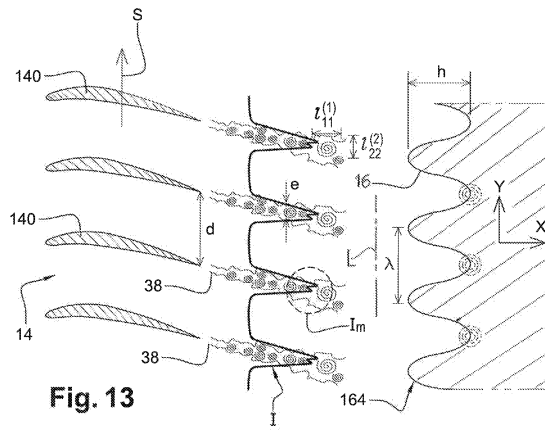


Fig. 13

10

20

30

40

50

フロントページの続き

(72)発明者 グリューベル, マチュー・シモン・ポール
 フランス国、7 7 5 5 0・モワシー・クラマイエル、レオーロン・ポワン・ルネ・ラボー・サフラン・セ・ウ・ペ・イ

審査官 高吉 統久

(56)参考文献 中国特許出願公開第1 0 1 7 1 6 9 9 5 (CN, A)
 特表2 0 1 5 - 5 0 3 6 9 4 (JP, A)
 米国特許出願公開第2 0 1 7 / 0 1 8 4 0 5 3 (US, A1)
 特開2 0 0 3 - 0 9 0 3 0 0 (JP, A)
 米国特許出願公開第2 0 1 7 / 0 0 2 2 8 2 0 (US, A1)

(58)調査した分野 (Int.Cl., DB名)
 F 0 1 D 9 / 0 4
 F 0 2 C 7 / 0 4 5
 F 0 2 K 1 / 3 8
 B 6 4 D 2 7 / 1 0