

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公表特許公報(A)

(11) 特許出願公表番号

特表2014-509703

(P2014-509703A)

(43) 公表日 平成26年4月21日(2014.4.21)

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード (参考)
FO4D 29/38 (2006.01)	FO4D 29/38 E	3H130
FO2C 3/073 (2006.01)	FO2C 3/073	
FO4D 19/02 (2006.01)	FO4D 19/02	
FO4D 29/66 (2006.01)	FO4D 29/38 A	
	FO4D 29/66 M	
	審査請求 未請求 予備審査請求 未請求 (全 19 頁)	

(21) 出願番号 特願2014-501157 (P2014-501157)
 (86) (22) 出願日 平成24年3月16日 (2012. 3. 16)
 (85) 翻訳文提出日 平成25年9月17日 (2013. 9. 17)
 (86) 国際出願番号 PCT/US2012/029365
 (87) 国際公開番号 W02012/134835
 (87) 国際公開日 平成24年10月4日 (2012. 10. 4)
 (31) 優先権主張番号 13/071, 996
 (32) 優先日 平成23年3月25日 (2011. 3. 25)
 (33) 優先権主張国 米国 (US)

(71) 出願人 390041542
 ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ
 アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネクタデー、リバーロード、1番
 (74) 代理人 100137545
 弁理士 荒川 聡志
 (74) 代理人 100105588
 弁理士 小倉 博
 (74) 代理人 100129779
 弁理士 黒川 俊久
 (74) 代理人 100113974
 弁理士 田中 拓人

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 先端上反角を備えた圧縮機翼形部

(57) 【要約】

【課題】 圧縮機失速マージンの改善を可能にすることができる特別な特徴要素を備えた翼形部を含む圧縮機ロータブレードを提供すること。

【解決手段】 圧縮機用の翼形部が記載される。翼形部は、根元と、翼形部先端と、前縁と、後縁と、前縁及び後縁間に延びる翼形部正圧側面及び負圧側面と、を有する。翼形部は、内側スパン領域及び外側スパン領域を有し、後縁は、後縁の上反角度が内側スパン領域及び外側スパン領域の少なくとも一部において減少するような上反角プロファイルを有する。

【選択図】 図2

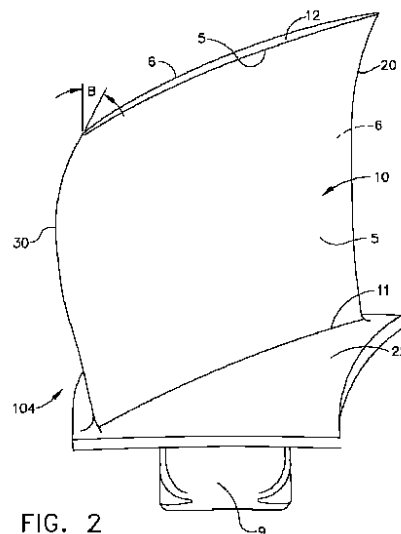


FIG. 2

【特許請求の範囲】

【請求項 1】

圧縮機用の翼形部であって、

翼形部根元と、該翼形部根元からスパン距離に位置する翼形部先端と、前記翼形部根元から前記翼形部先端に延びる前縁と、前記翼形部根元から前記翼形部先端に延びる後縁と、前記前縁及び前記後縁間に延びる翼形部正圧側面及び負圧側面と、を備え、前記翼形部が更に、

前記翼形部根元と前記翼形部前縁上の第 1 の高さ位置との間にある第 1 の内側スパン領域（「S1」）と、

前記第 1 の高さ位置と前記翼形部先端との間にある第 1 の外側スパン領域（「S2」）と、

を備え、

前記前縁は、前記前縁の上反角度が前記第 1 の内側スパン領域において増大し且つ前記第 1 の外側スパン領域において減少するような上反角プロファイルを有する、翼形部。

【請求項 2】

前記翼形部先端における前記前縁上反角度が負である、請求項 1 に記載の翼形部。

【請求項 3】

前記第 1 の外側スパン領域における前記前縁の上反角度が、前記スパンに対して実質的に一定の変換率で減少する、請求項 1 に記載の翼形部。

【請求項 4】

前記第 1 の外側スパン領域が、前記スパンの約 80% から前記翼形部先端に延びる、請求項 1 に記載の翼形部（10）。

【請求項 5】

前記前縁が、前記第 1 の外側スパン領域において前方スリーブを有する、請求項 1 に記載の翼形部（10）。

【請求項 6】

圧縮機用の翼形部（10）であって、

翼形部根元と、該翼形部根元からスパン距離に位置する翼形部先端と、前記翼形部根元から前記翼形部先端に延びる前縁と、前記翼形部根元から前記翼形部先端に延びる後縁と、前記前縁及び前記後縁間に延びる翼形部正圧側面及び負圧側面と、を備え、前記翼形部が更に、

前記翼形部根元と前記翼形部後縁上の第 2 の高さ位置との間にある第 2 の内側スパン領域（「S3」）と、

前記第 2 の高さ位置と前記翼形部先端との間にある第 2 の外側スパン領域（「S4」）と、

を備え、

前記後縁は、前記後縁の上反角度が前記第 2 の内側スパン領域及び前記第 2 の外側スパン領域の少なくとも一部において減少するような上反角プロファイルを有し、前記翼形部先端における前記後縁上反角度が負の値である、翼形部。

【請求項 7】

前記翼形部先端における前記後縁上反角度が -10 度未満である、請求項 6 に記載の翼形部。

【請求項 8】

前記第 2 の外側スパン領域全体における前記後縁が、負の後縁上反角度を有する、請求項 6 に記載の翼形部。

【請求項 9】

前記第 2 の外側スパン領域における前記後縁上反角度が、前記スパンに対して実質的に一定の変換率で減少する、請求項 6 に記載の翼形部。

【請求項 10】

前記第 2 の外側スパン領域が、前記スパンの約 70% から前記翼形部先端に延びる、請

10

20

30

40

50

求項 6 に記載の翼形部 (1 0) 。

【請求項 1 1】

前記後縁が、前記第 2 の外側スパン領域において前方スイープを有する、請求項 6 に記載の翼形部。

【請求項 1 2】

第 1 の内側スパン領域において増大する上反角度を有し、第 1 の外側スパン領域において減少する上反角度を有するような上反角プロファイルを有する前縁を更に備える、請求項 6 に記載の翼形部。

【請求項 1 3】

前記前縁が、前記第 1 の外側スパン領域において前方スイープを有する、請求項 1 2 に記載の翼形部。

10

【請求項 1 4】

前記後縁が、前記第 2 の外側スパン領域において前方スイープを有する、請求項 1 3 に記載の翼形部。

【請求項 1 5】

ガスタービンエンジン用の圧縮機であって、

長手方向中心軸線に対してロータハブの周りに円周方向に離間して配置された複数のロータブレードを有し、該ロータブレードが各々、翼形部根元と、該翼形部根元からスパン距離に位置する翼形部先端と、前記翼形部根元から前記翼形部先端に延びる前縁と、前記翼形部根元から前記翼形部先端に延びる後縁と、前記前縁及び前記後縁間に延びる翼形部正圧側面及び負圧側面とを有する翼形部を含む、ロータ段と、

20

前記翼形部根元と前記翼形部前縁上の第 1 の高さ位置との間にある第 1 の内側スパン領域 (「 S 1 」) 及び前記第 1 の高さ位置と前記翼形部先端との間にある第 1 の外側スパン領域 (「 S 2 」) と、

前記翼形部根元と前記翼形部後縁上の第 2 の高さ位置との間にある第 2 の内側スパン領域 (「 S 3 」) 及び前記第 2 の高さ位置と前記翼形部先端との間にある第 2 の外側スパン領域 (「 S 4 」) と、

を備え、

前記後縁は、前記後縁の上反角度が前記第 2 の内側スパン領域及び前記第 2 の外側スパン領域の少なくとも一部において減少するような上反角プロファイルを有し、前記翼形部先端における前記後縁上反角度が負の値である、圧縮機。

30

【請求項 1 6】

前記翼形部先端における前記後縁上反角度が - 1 0 度未満である、請求項 1 5 に記載の圧縮機。

【請求項 1 7】

前記後縁が、前記第 2 の外側スパン領域において前方スイープを有する、請求項 1 5 に記載の圧縮機。

【請求項 1 8】

第 1 の内側スパン領域において増大する上反角度を有し、第 1 の外側スパン領域において減少する上反角度を有するような上反角プロファイルを有する前縁を更に備える、請求項 1 5 に記載の圧縮機。

40

【請求項 1 9】

前記前縁が、前記第 1 の外側スパン領域において前方スイープを有する、請求項 1 8 に記載の圧縮機。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、全体的に、ジェット推進エンジンに関し、より具体的にはジェット推進エンジンにおいて使用される圧縮機翼形部に関する。

【背景技術】

50

【 0 0 0 2 】

ガスタービンエンジンにおいて、空気が圧縮機内で加圧され、燃焼器内で燃料と混合されて高温の燃焼ガスを生成する。燃焼ガスは、タービン段を通過して排出され、該タービン段が燃焼ガスからエネルギーを抽出して圧縮機を駆動し、例示的なターボファン航空機エンジン用途においてブースタ（低圧圧縮機）及びファンを駆動するために使用するための出力を生成する。

【 0 0 0 3 】

多段軸流圧縮機は、協働するステータベーン及びロータブレードの列を含み、これらの列は、各段で空気を加圧するようにそのサイズが縮小している。圧縮機ベーン及びブレードは対応する翼形部を有し、該翼形部は通常、圧縮機の性能を最大にするためにこれらのサイズが段毎に縮小するにつれて構成が変化する。圧縮機性能には、例えば、加圧効率、流量性能及び失速マージンが含まれ、これらは全てベーン及びブレードの構成によって影響を受ける。

10

【 0 0 0 4 】

より具体的には、空気がステータベーン及びロータブレードを通して加圧されているときの該空気の流れすなわち圧力分布は、圧縮機の周りでは円周方向に、ベーン及びブレード翼形部のスパンに沿って半径方向に、また翼形部の円周方向に対向する正圧側面及び負圧側面に沿って軸方向に変化する複雑な三次元流れ場である。

【 0 0 0 5 】

翼形部正圧側面は全体的に凹面状であり、この正圧側面は、全体として凸面状の対向する負圧側面と協働して、空気がブレード間をその前縁と後縁との間で軸方向下流方向に流れるときに空気を効率的に加圧するようになる。加圧を受ける空気の圧力分布は、翼形部の半径方向内側根元から該翼形部の半径方向外側先端まで変化するが、この半径方向外側先端は、周囲の圧縮機ケーシングに近接して間隔を置いて配置されて該圧縮機ケーシングとの間に好適な半径方向ギャップすなわちクリアランスを設けている。

20

【 0 0 0 6 】

翼形部自体は、例えば単一ブリスク構成で圧縮機ロータと一体形に形成するようなあらゆる好適な方法で圧縮機ロータによって支持することができ、或いは、各ロータ翼形部は、圧縮機ロータの外周に形成した対応するダブテールスロット内に圧縮機ブレードを取り付けるための一体形プラットフォーム及びダブテールを有することもできる。

30

【 0 0 0 7 】

空気を加圧するよう設計された軸流及び斜流圧縮機ブレードは通常、固定ケーシング内で回転し、機械を通過する流れの全体の圧力及び温度を引き上げる役割を果たす1つ又は複数のロータを有する。圧縮機ロータブレードは、翼形部の本体上で隆起部を保持し、該隆起部は、翼形部の正圧面上でより高い静圧として、翼形部の負圧面上でより低い静圧としてそれ自体が顕在化する。一般に、圧縮機ロータの先端と半径方向に隣接するケーシング流路との間には小さなギャップが存在する。翼形部の正圧側面と負圧側面間の圧力差により、圧縮機ロータの先端ギャップを通る流れがもたらされる。この先端流は、巻き上げられて渦流になることができ、該渦流は、円周方向に隣接するブレードの正圧側面上に集まる傾向があり、圧縮機先端領域における高レベルの損失及び閉塞を生じる。この閉塞は、圧縮機ロータ先端にわたって散在するので、圧力上昇をもたらす圧縮機能力が低下し、場合によっては失速を生じる可能性がある。

40

【 0 0 0 8 】

当該技術分野において、効率上不利な点を伴うことなく、先端漏洩を制御又は低減して失速マージンを向上させるために、円周方向溝のようなケーシング処理が使用される場合がある。これらの方法は、先端漏洩流のレベルを低減する役割を果たすが、残りの先端流によってもたらされる損失及び閉塞を制御するものではない。

【 先行技術文献 】

【 特許文献 】

【 0 0 0 9 】

50

【特許文献 1】米国特許出願公開第 2 0 1 0 / 0 5 4 9 4 6 号明細書

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0010】

従って、ブレード通路にわたる流れ閉塞の拡大を低減し、これにより圧縮機失速マージンの改善を可能にすることができる特別な特徴要素を備えた翼形部を含む圧縮機ロータブレードを有することが望ましいことになる。

【課題を解決するための手段】

【0011】

上述の 1 つ又は複数の必要性は、根元と、翼形部先端と、前縁と、後縁と、前縁及び後縁間に延びる翼形部正圧側面及び負圧側面とを有する圧縮機用の翼形部を提供する、本明細書で開示される例示的な実施形態によって対処することができる。翼形部は、内側スパン領域及び外側スパン領域を有し、後縁は、後縁の上反角度が内側スパン領域及び外側スパン領域の少なくとも一部において減少するような上反角プロファイルを有する。本発明の別の実施形態において、後縁は、外側スパン領域において前方スイープを有する。本発明の別の実施形態において、前縁は、前縁の上反角度が第 1 の内側スパン領域において増大し且つ第 1 の外側スパン領域において減少するような上反角プロファイルを有する。別の実施形態において、前縁は、第 1 の外側スパン領域において前方スイープを有する。

【0012】

本発明と見なされる主題は、本明細書と共に提出した特許請求の範囲に具体的に指摘し且つ明確に特許請求している。しかしながら、本発明は、添付図面と共に以下の説明を参照することによって最もよく理解することができる。

【図面の簡単な説明】

【0013】

【図 1】本発明の 1 つの態様に従って構成された多段軸流圧縮機における圧縮機ロータブレードの列の部分側断面図。

【図 2】図 1 に例示した圧縮機ロータブレードのうちの例示的な 1 つの圧縮機ロータブレードを分離状態で示した等角図。

【図 3】幾何形状的に例示する目的でグリッドが重畳した、本発明の 1 つの態様による例示的な圧縮機ロータブレードの等角図。

【図 4】例示的な実施形態において図 3 に示したブレードの翼形部の半径方向スパンにわたる翼形部後縁の上反角度を度単位でプロットしたグラフ。

【図 5】例示的な実施形態において図 3 に示したブレードの翼形部の半径方向スパンにわたる翼形部前縁の上反角度を度単位でプロットしたグラフ。

【図 6】例示的な実施形態において図 3 に示したブレードの翼形部の半径方向スパンにわたる翼形部後縁のスイープ角を度単位でプロットしたグラフ。

【図 7】例示的な実施形態において図 3 に示したブレードの翼形部の半径方向スパンにわたる翼形部前縁のスイープ角を度単位でプロットしたグラフ。

【図 8】本発明の例示的な実施形態による圧縮機ロータ翼形部の列を有する多段圧縮機の概略断面図。

【発明を実施するための形態】

【0014】

種々の図面を通して同じ参照符号が同じ要素を示す図面を参照すると、図 1 は、本発明の 1 つの態様に従って構成された多段軸流圧縮機における圧縮機ロータブレードの列の部分側断面図の一部の概略断面図である。図 8 は、本明細書において以下で説明されるような、本発明の例示的な実施形態による翼形部 10 を含む圧縮機ロータブレード 104 の列を有する多段圧縮機 100 の概略断面図である。

【0015】

図 8 において部分的に例示され図示されているのは、ガスタービンエンジンにおける多段軸流圧縮機 100 の圧縮機ロータ 106 に好適に取り付けられる圧縮機ブレード 104

10

20

30

40

50

を備えた圧縮機ロータ段102の列である。圧縮機100は、対応する圧縮機ロータブレード(R1、R2、その他として図示)と協働する複数段のステータベーン(S1、S2、その他として図示)を有し、これらは、運転中に空気4が加圧されるにつれて下流側方向(軸方向)にサイズが縮小している。ロータ106は、エンジンの軸方向中心軸線101の周りで軸対称であり、環状外側ケーシング18内でブレード104の全部の列を支持する。圧縮機ロータブレード104の先端12と半径方向に隣接するケーシング18との間には小さなギャップ19が存在する。ロータ106は更に、ブレードを支持する1つ又はそれ以上のディスク109を含む。

【0016】

各圧縮機ロータブレード104は、ロータの外周とケーシング18の内面との間で半径方向軸線Z(この方向は本明細書では「スパン」と呼ばれ、図1を参照のこと)に沿って延びた翼形部10を含む。翼形部は、ブリス構成(図示せず)でロータ106と一体的に形成することができ、或いは、例えば、図1、2、及び6に示す円周方向ダブテール9又は図3及び8に示す軸方向ダブテール7を用いてなど、従来手法でロータに取り外し可能に接合することができる。代替として、軸方向に角度が付けられたダブテール(図示せず)構成のような他の公知のダブテール形状を用いてブレード104をロータ内に支持することができる。各ブレード104は、加圧空気に対する内側境界を定める一体型プラットフォーム22を含むことができる。図1及び2に示す例示的な実施形態において、一体型ダブテール9は、ブレード104と単一構成でプラットフォーム22から延びて、ロータ106の外周の相補的ダブテール孔内に取り付けられるようになる。図1及び2に示す例示的な実施形態において、ダブテール9は、ロータ106の外周に好適に取り付けるため円周方向嵌め込み式ダブテールである。

【0017】

圧縮機翼形部10が図1及び2の好ましい実施形態において例示されており、円周方向又は横方向に対向する正圧側面5及び負圧側面6を含む。翼形部正圧側面5は、ほぼ凹面状であり、翼形部がロータ106上にY軸(図1を参照)で示される円周方向で回転するときに、ほぼ凸面状の負圧側面6よりも先行する。軸方向軸Xは、圧縮機中心軸101と平行であり、空気4が圧縮機100の複数段(図8を参照)を通して加圧を受けたときに該空気のほぼ下流側方向を示す。

【0018】

正圧側面5及び負圧側面6の対応する面は、軸方向又は翼弦方向に対向する前縁20及び後縁30にて共に接合され、プラットフォームとの接合部にある半径方向内側根元11から、図1に示す根元11からスパン距離に配置される半径方向外側先端12までスパン方向(図1のZ軸)で延びている。図1及び8に示すように、翼形部先端12は、周囲ケーシング18の内面に近接して配置され、翼形部10の前縁20及び後縁30間に延びるこれらの間の半径方向クリアランス又はギャップ19を定める。翼形部正圧側面5のほぼ凹面の構成及び翼形部負圧側面6のほぼ凸面の構成は、空気4が圧縮機100の各段における圧縮機ロータブレード104間を下流方向に流れるにつれて該空気4を加圧するように定められる。

【0019】

本発明の1つの態様において、以下で詳細に説明するように、翼形部10は、前縁20及び後縁30に対する特定の上反角特徴要素を備えた幾つかの幾何形状を有し、翼形部先端12付近の結果として得られる幾何形状は、相対的に弱い空気流を翼形部先端領域から出て翼形部10の正圧側面5の表面に沿って先端付近で半径方向内向きに引き寄せる役割を果たす。次いで、この弱い流れは、翼形部先端領域に滞留して非効率性及び失速の可能性を引き起こすのではなく、空気流4の主本体と混合する。本発明の別の態様において、以下で詳細に説明するように、特定の上反角特徴要素と併せて前縁20及び後縁30に対して幾つかの特定のスイーププロファイルが使用される。本明細書に記載される翼形部の特定の特徵要素により、失速マージンの改善及び翼形部のスロットルレンジの拡張が可能となる。

10

20

30

40

50

【 0 0 2 0 】

本明細書において以下で詳細に記載される特定の翼形部特徴要素の一部は、本発明の利点をもたらす。例えば、先端12において負の上反角を有する前縁20の上反角プロファイルは、先端付近のブレード正圧側面5の表面上に半径方向凹面翼形部形状をもたらし、エンジン中心線101に向かう半径方向速度成分を生成する。これはまた、ブレード正圧側面5の表面上でのブレード先端12に向かう流れの遠心作用を抑制する。同様に、先端領域付近の後縁30における負の上反角により、臨界先端領域から出る弱い流れの対流が生じる。更に、前縁20及び後縁30における特定の先端上反角勾配は、この幾何形状パラメータの大きな傾きを生じ、後縁（例えば、図3を参照）付近での反ったブレード形状をもたらし、円周方向に隣接する翼形部間でロータ通路にわたる弱い流れの伝播を遅延させるようになる。更に、本明細書に記載されるような先端領域における前方スイープは、望ましくない先端渦流の発生の低減を促進し、先端領域における境界層流の滞留を低減する。

10

【 0 0 2 1 】

図1～3は、本発明の1つの実施形態による圧縮機用の翼形部10を示している。翼形部10は、翼形部根元11と、該翼形部根元11からスパン距離に位置する翼形部先端12と、翼形部根元11から翼形部先端12に延びる前縁20と、翼形部根元11から翼形部先端12に延びる後縁30と、前縁20及び後縁30間に延びる翼形部正圧側面5及び負圧側面6とを有する。図3に示すように、翼形部10の前縁20は、翼形部根元11と前縁上の第1の高さ位置41との間に第1の内側スパン領域13（「S1」として示される）と、第1の高さ位置41と翼形部先端12との間に第1の外側スパン領域14（「S2」として示される）とを有する。本明細書において上記で述べたように、前縁20は、例えば図5に示すように、第1の内側スパン領域13においてスパン方向で増大し、第1の外側スパン領域において減少するような特定の上反角プロファイルを有する。本明細書で使用される用語「上反角」（又は代替として、「上反角度」）及び「スイープ」は、翼形部の設計において使用される従来用語である（例えば、Leroy H. Smith, JR. 他による「Sweep and Dihedral Effects in Axial-Flow Turbomachinery」、Transaction of the ASME, September, 1963を参照）。本明細書で使用される上反角度は、例示の目的で図2において角度「B」で示されている。角度Bは、例証として翼形部10の後縁先端に示されているが、例えば、図4及び5に示すように、前縁20及び後縁30における翼形部上の他の場所に存在してもよい。

20

30

【 0 0 2 2 】

図5は、例えば、図3に示す本発明の翼形部10の1つの実施形態による、例示的な翼形部前縁20の上反角プロファイルを示す。翼形部先端12における前縁の上反角は負である点に留意されたい。この関連において、負の上反角は、翼形部10の正圧側面5におけるスパン凹面形状を有するものである。正の上反角は、翼形部10の正圧側面5における凸面形状を有することになる。例示的な実施形態において、翼形部10は、スパンに対して実質的に一定の変化率で減少する前縁上反角プロファイル（図5を参照）を有する。好ましい例示的な実施形態において、第1の外側スパン領域14は、スパンの約80%から翼形部先端12まで延びている。図5を参照されたい。別の例示的な実施形態において、図5に示す固有の上反角プロファイルに加えて、翼形部10の前縁20は、第1の外側スパン領域において前方スイープ角を有する。これは図7に示されている。本明細書で使用される前方スイープ（図6及び7を参照）は、スイープ角が負の値で表され、後方（又は後部）スイープは、スイープ角が正の値で表される。スイープ角は、単に例証として、図1において角度「C」で示されている。スイープ角Cは、例証として翼形部10の後縁先端において示されているが、例えば図7及び6で示すように、前縁20及び後縁30における翼形部上の他の場所に存在してもよい。空力スイープは、局所的スイープ角で表される従来のパラメータであり、流入空気の方向と、軸方向及び円周方向又は接線方向両方の翼形部表面の向きとの関数である。スイープ角は、米国特許第5,167,489号に

40

50

において詳細に定義されており、引用により本明細書に組み込まれる。本明細書で使用される符号規定では、空力スweep角は、前方スweepにおいて負(-)の値として表され、後方スweepにおいて正(+)の値として表される。

【0023】

本発明の別の実施形態において、翼形部10の後縁30は、例えば、図4に示すような固有の上反角プロファイルを有する。この実施形態において、図3に示すように、翼形部10は、翼形部根元11と翼形部後縁30上の第2の高さ位置42との間の第2の内側スパン領域15(「S3」として示される)と、第2の高さ位置42と翼形部先端12との間の第2の外側スパン領域16(「S4」として示される)とを有する。この実施形態において、後縁30は、第2の内側スパン領域15においてスパン方向で減少し、第2の外側スパン領域16において減少するような上反角プロファイル(図4を参照)を有する。1つの実施形態において、翼形部10は、翼形部先端12において後縁上反角度が負の値を有する後縁30を有する。これは、図2、3、及び4に示される。図2及び3において、後縁先端領域付近で相対的に大きな負の上反角度であることに起因して、当該領域は、翼形部の正圧側面5に向かって有意に反った形状を有する点に留意されたい。これにより、先端流の一部が先端から離れて半径方向内側方向に配向される。翼形部10の一部の実施形態において、第2の外側スパン領域16全体において後縁30は、負の後縁上反角度を有することができる。一部の実施形態において、第2の外側スパン領域における翼形部10の上反角度は、スパンに対して実質的に一定の変化率で減少する。図4を参照されたい。翼形部10の好ましい実施形態において、第2の外側スパン領域16は、スパンの約70%から翼形部先端12まで延びている。

10

20

【0024】

本発明の他の実施形態において、翼形部10の後縁30は、例えば図6に示すように、第2の外側スパン領域において前方スweep角を有することができる。図6に示す後縁30の前方スweepは、図4に示す上反角プロファイルと組み合わせると、先端における流れ特性を強化し、失速マージンを改善することができる。本発明の他の実施形態において、前縁20及び後縁30の両方は、上述の上反角特性(図4及び5を参照)を有することができる。更に、前縁20及び後縁30の両方は、図6及び7に示すようなsweep特性を有することができる。

【0025】

本発明の別の態様において、図8は、ガスタービンエンジン用の圧縮機100を示す。圧縮機100は、長手方向中心軸線101に対してロータハブ106の周りに円周方向に離間して配置されたロータブレード104を有するロータ段102を含む。各ロータブレードは、本明細書に記載されるような翼形部10を有し、後縁30は、後縁の上反角度が第2の内側スパン領域及び第2の外側スパン領域の少なくとも一部において減少するような上反角プロファイルを有する。好ましい実施形態において、翼形部先端12における後縁上反角度は、負の値を有する。別の実施形態において、圧縮機100は、後縁30が第2の外側スパン領域において前方スweepを有するような翼形部を有する。別の実施形態において、圧縮機100は、前縁が該前縁の第1の内側スパン領域13において増大する上反角度を有し、前縁の第1の外側スパン領域において減少する上反角度を有するような上反角プロファイルを有する前縁20を更に含む翼形部を有する。他の実施形態において、翼形部前縁20は、第1の外側スパン領域において前方スweepを有する。図8は、複数段のステータ(S1、S2、その他)及び複数段のロータ106(R1、R2、その他)を有する圧縮機100を示す。圧縮機100は、本明細書において上記で説明した後縁及び前縁の上反角及びsweep特徴要素の1つ又はそれ以上を有することができるブレード104を備えたロータ段を有することができる。

30

40

【0026】

Viscous 3-D CFD分析のような既知の方法を用いた分析は、本発明の実施形態の上述の特徴要素を備えた翼形部を、これらの特徴要素のないベースライン翼形部と比較するために使用された。この分析では、本明細書に記載される本発明の実施形態に

50

において設計ポイント効率で損失がなく、5%を超えるスロットルマージンの改善を示した。従来のブレード及び翼形部を有する従来の圧縮機において、圧縮機が失速に向けてスロットル制御されると、正圧面上のロータ先端付近で閉塞が滞留し、ロータ通路にわたって接線方向に伝播する。通路幅全体が遮断されると、従来のロータブレード/翼形部を有する従来の圧縮機の圧力増大をもたらす容量が減少し、失速が生じる可能性がある。同様の条件で稼働されるロータブレード/翼形部を本明細書において上記で説明された本発明の実施形態の有り無しで比較すると、本発明の上述の特徴要素によって閉塞領域がブレードの正圧面から半径方向で引き下ろされることを示している。これによりスロットル制御に対する翼形部許容範囲が増大し、本明細書に記載される本発明の種々の実施形態における失速マージンが増大する。

10

【0027】

本明細書は、最良の形態を含む実施例を用いて本発明を開示し、更に、本発明を当業者が実施及び利用することを可能にする。本発明の特許保護される範囲は、請求項によって定義され、当業者であれば想起される他の実施例を含むことができる。このような他の実施例は、請求項の文言と差違のない構造要素を有する場合、或いは、請求項の文言と僅かな差違を有する均等な構造要素を含む場合には、本発明の範囲内にあるものとする。

【符号の説明】

【0028】

- 5 翼形部正圧側面
- 6 翼形部負圧側面
- 10 翼形部
- 11 翼形部根元
- 12 翼形部先端
- 13 第1の内側スパン領域(「S1」)
- 14 第1の外側スパン領域(「S2」)
- 20 前縁
- 30 後縁
- 41 第1の高さ位置

20

【 図 1 】

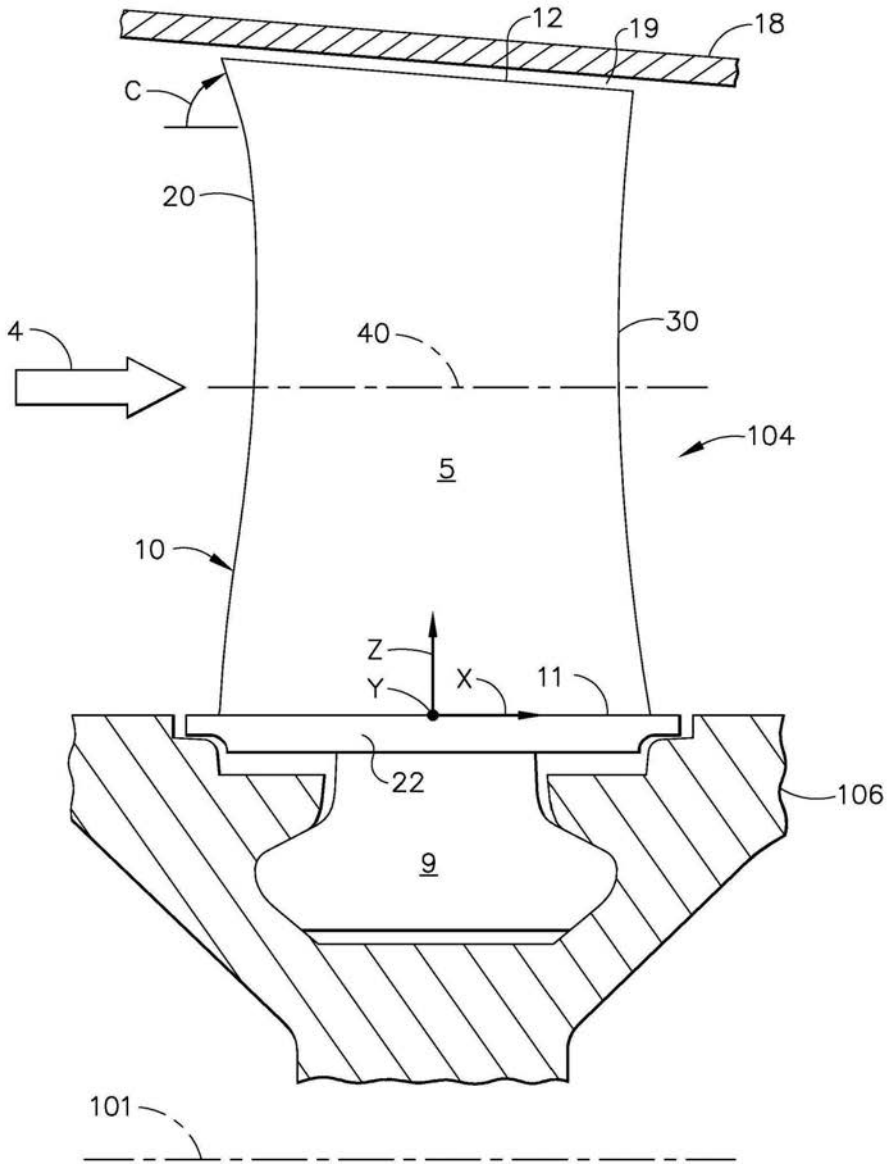


FIG. 1

【 図 3 】

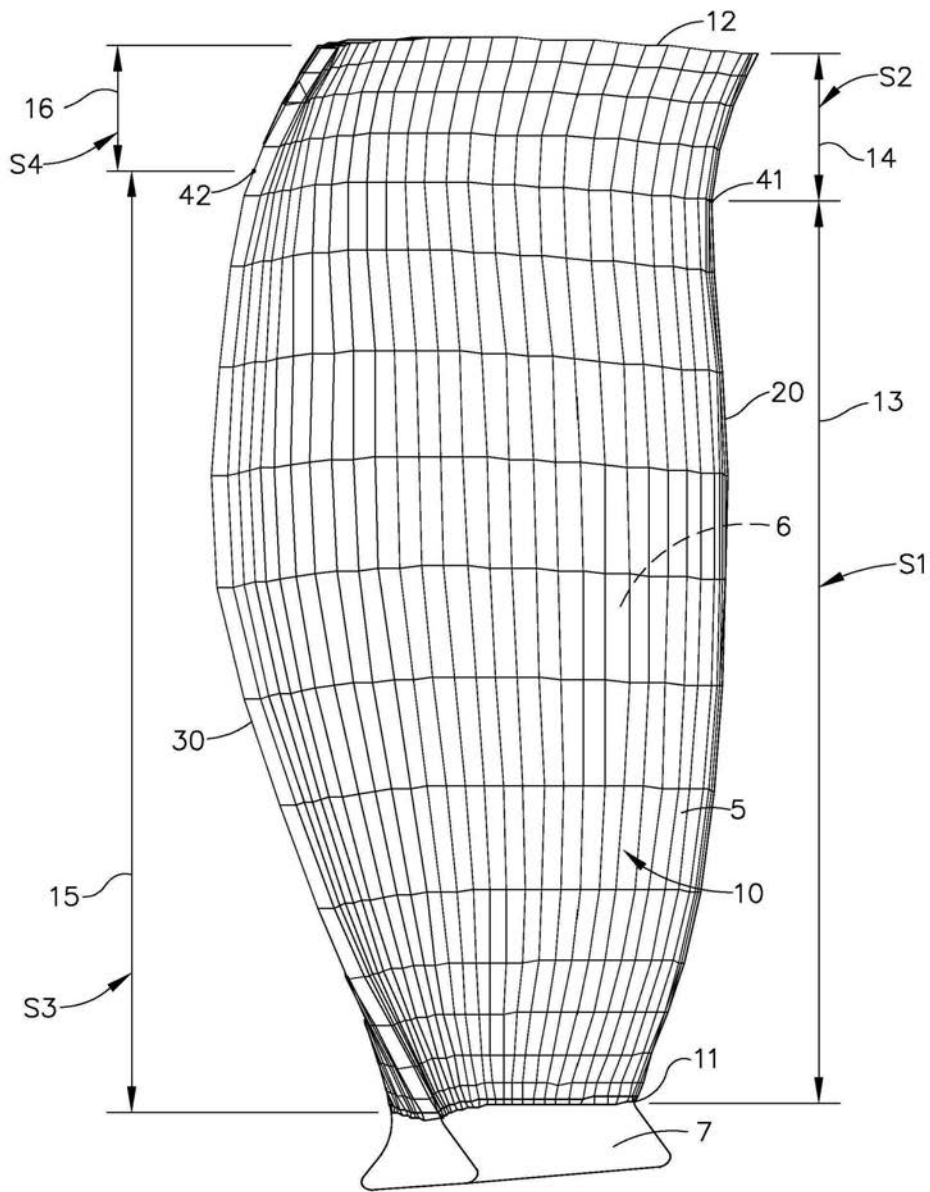


FIG. 3

【 図 4 】

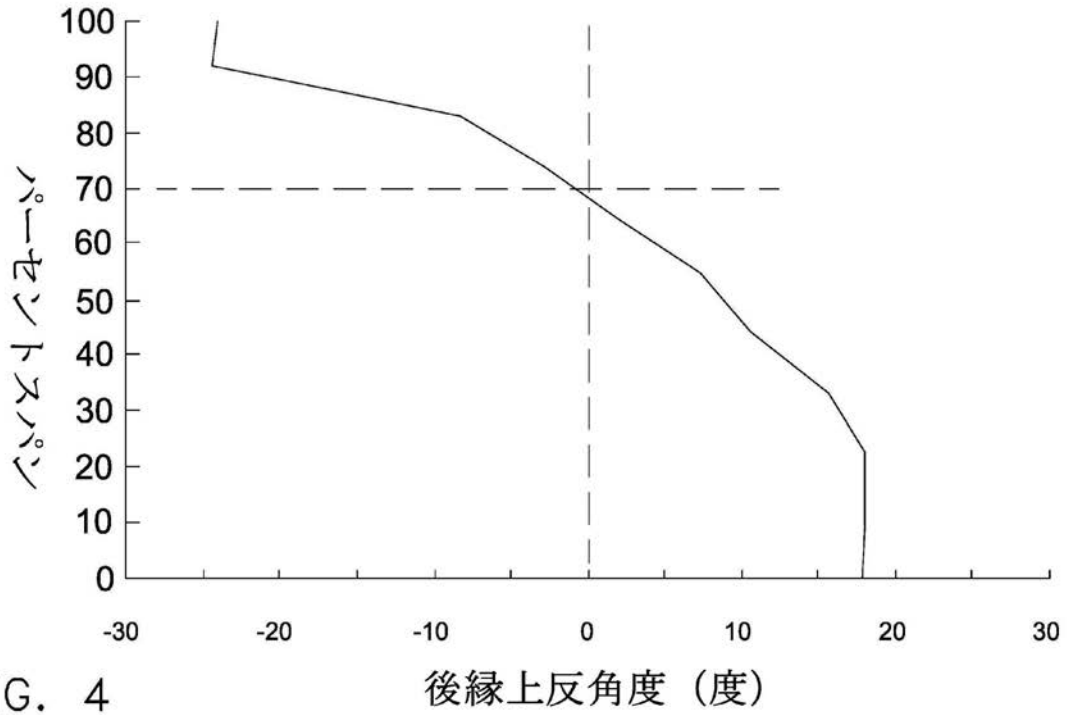


FIG. 4

後縁上反角度 (度)

【 図 5 】

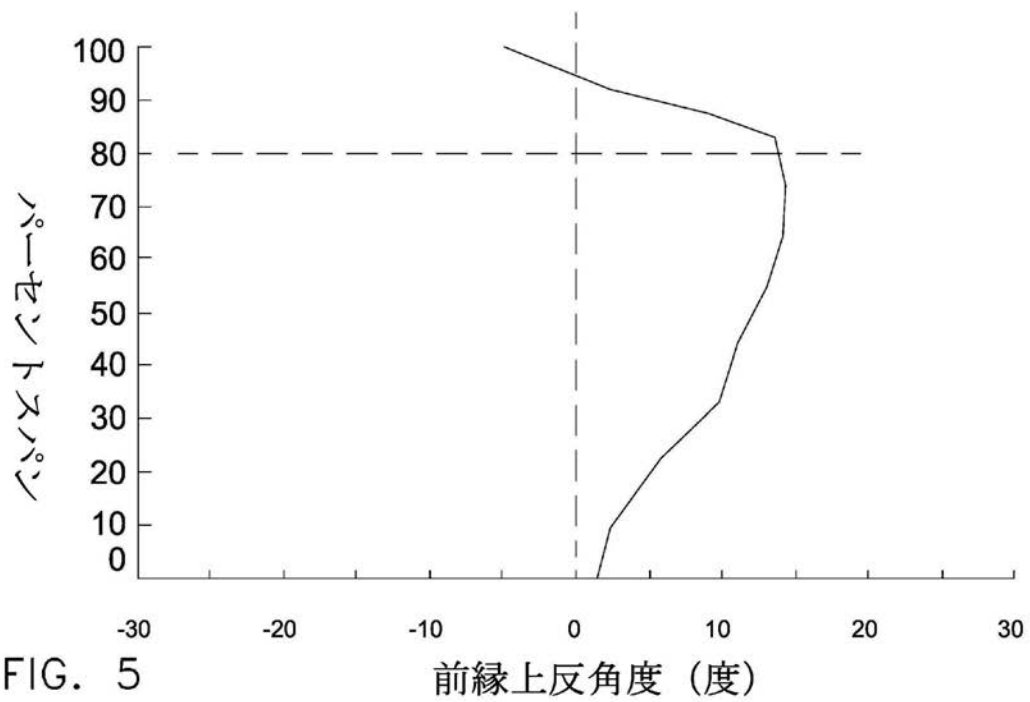


FIG. 5

前縁上反角度 (度)

【図 6】

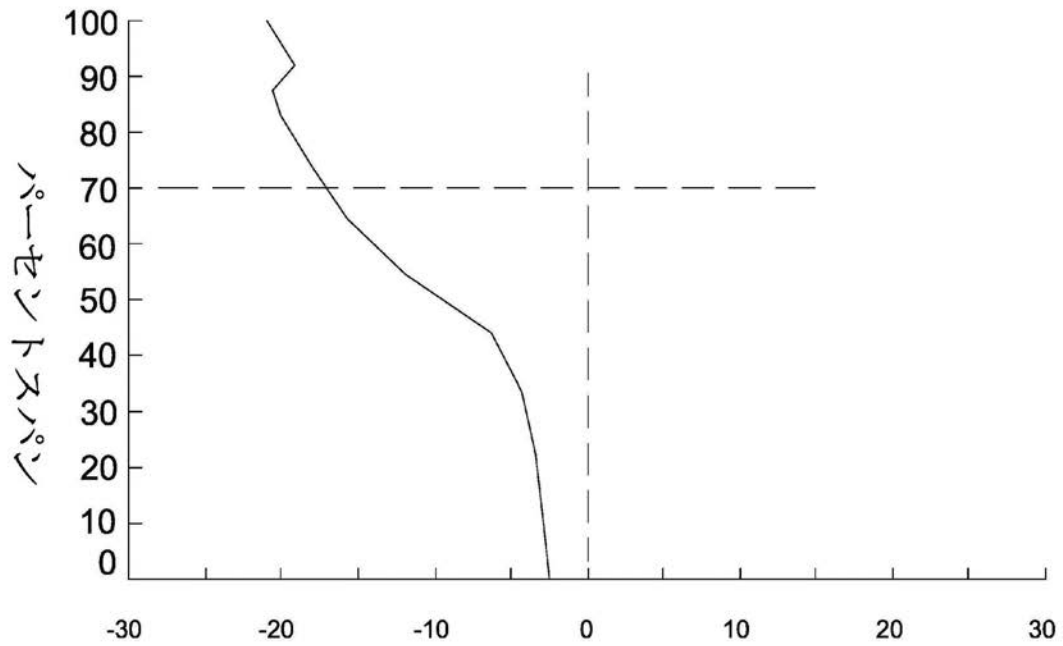


FIG. 6

後縁空カスイープ

【図 7】

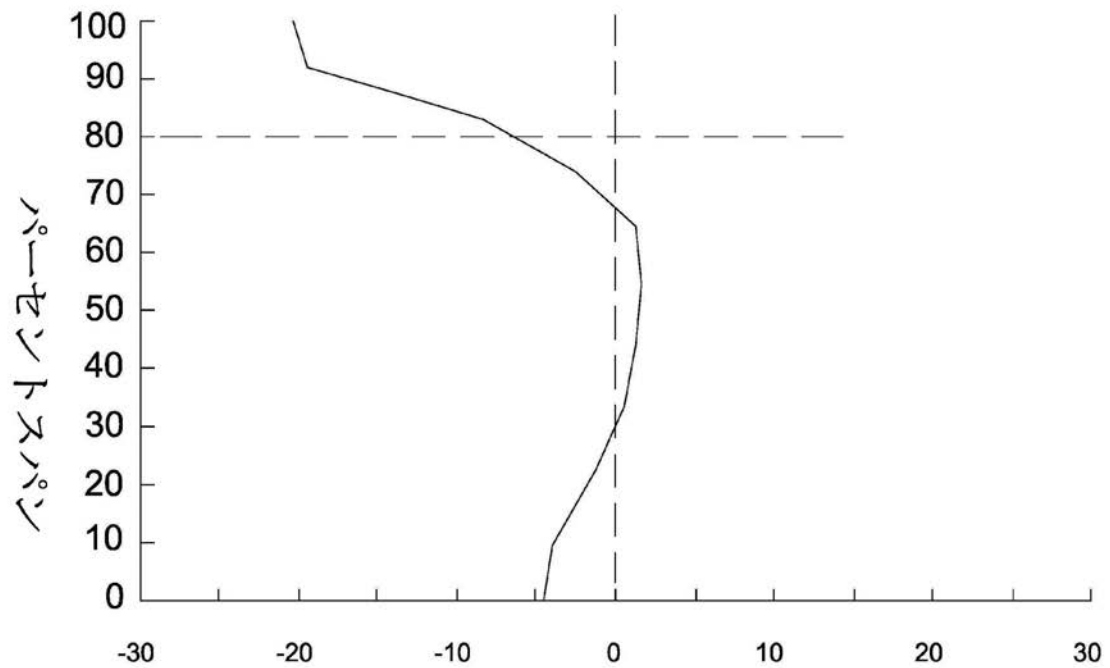


FIG. 7

前縁空カスイープ

【 図 8 】

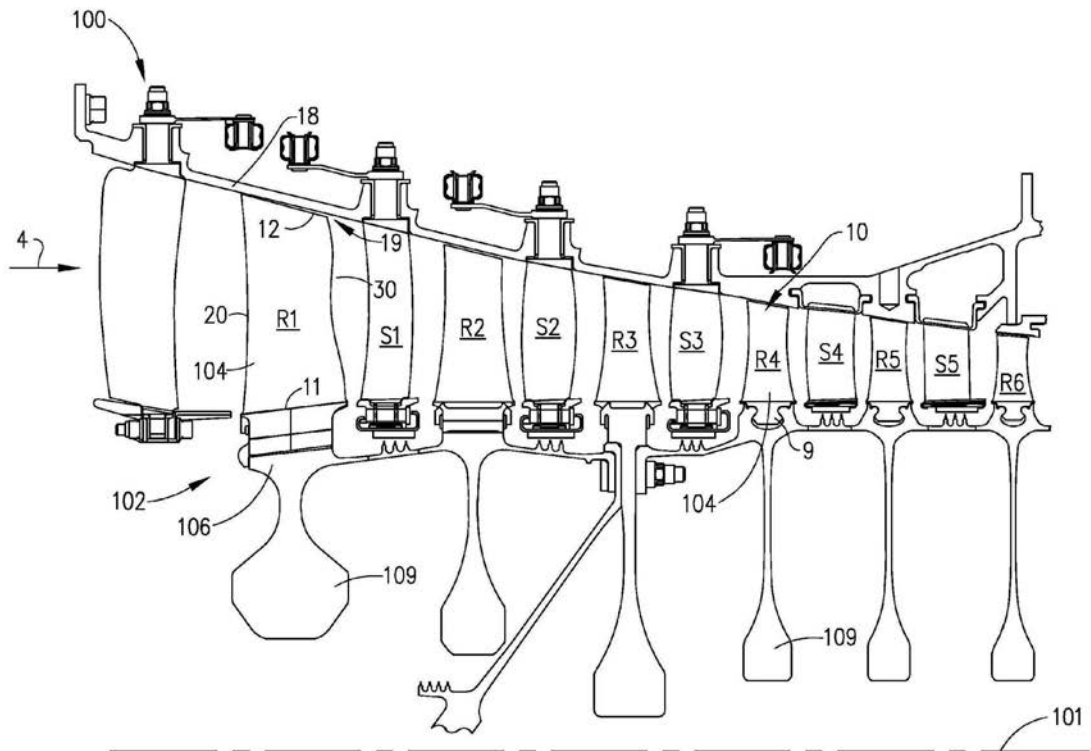


FIG. 8

【 国際調査報告 】

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/US2012/029365

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER INV. F01D5/14 F04D29/32 ADD.		
According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC		
B. FIELDS SEARCHED Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols) F01D F04D		
Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched		
Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used) EPO-Internal, WPI Data		
C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	US 2010/054946 A1 (OROSA JOHN [US] ET AL) 4 March 2010 (2010-03-04) the whole document paragraphs [0006], [0026], [0027], [0030], [0039], [0042] - [0048], [0051], [0052] figures 2,8-10,12,13 -----	1-3,5-20
X	EP 2 199 543 A2 (UNITED TECHNOLOGIES CORP [US]) 23 June 2010 (2010-06-23) the whole document paragraphs [0012] - [0014], [0016], [0017] figures 3,5,6 ----- -/--	1-3,5-20
<input checked="" type="checkbox"/> Further documents are listed in the continuation of Box C.		<input checked="" type="checkbox"/> See patent family annex.
* Special categories of cited documents : "A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance "E" earlier application or patent but published on or after the international filing date "L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified) "O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means "P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed		"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention "X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone "Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art "&" document member of the same patent family
Date of the actual completion of the international search 12 July 2012		Date of mailing of the international search report 20/07/2012
Name and mailing address of the ISA/ European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016		Authorized officer Gombert, Ralf

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/US2012/029365

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	<p>MINGMING M ET AL: "Numerical Investigation of the Unsteady Flow in a Transonic Compressor with Curved Rotors", CHINESE JOURNAL OF AERONAUTICS,, vol. 21, no. 2, 1 April 2008 (2008-04-01), pages 97-104, XP022937497, ISSN: 1000-9361, DOI: 10.1016/S1000-9361(08)60013-8 [retrieved on 2008-04-01] the whole document page 98, left column, last paragraph - right column, first paragraph page 103, left column, lines 13-19 figures 1,8</p> <p style="text-align: center;">-----</p>	1-3,5, 7-9, 12-20
X	<p>EP 1 074 700 A2 (GEN ELECTRIC [US]) 7 February 2001 (2001-02-07)</p> <p>the whole document paragraphs [0009], [0015], [0016] figures 9,10</p> <p style="text-align: center;">-----</p>	1-3, 7-11,13, 16,17,19
A	<p>EP 1 505 302 A1 (GEN ELECTRIC [US]) 9 February 2005 (2005-02-09) the whole document paragraphs [0026] - [0034] figures 2,5,6</p> <p style="text-align: center;">-----</p>	1-3,5-20
A	<p>EP 1 930 598 A2 (GEN ELECTRIC [US]) 11 June 2008 (2008-06-11) the whole document paragraphs [0026], [0027], [0032], [0033] figures 4,9,12</p> <p style="text-align: center;">-----</p>	1-3,5-20

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/US2012/029365

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 2010054946	A1	04-03-2010	NONE
EP 2199543	A2	23-06-2010	EP 2199543 A2 23-06-2010 US 2010150729 A1 17-06-2010
EP 1074700	A2	07-02-2001	EP 1074700 A2 07-02-2001 JP 2001055996 A 27-02-2001 SG 85715 A1 15-01-2002 US 6290465 B1 18-09-2001
EP 1505302	A1	09-02-2005	CN 1580495 A 16-02-2005 EP 1505302 A1 09-02-2005 JP 4667787 B2 13-04-2011 JP 2005054798 A 03-03-2005 US 2005031454 A1 10-02-2005
EP 1930598	A2	11-06-2008	CA 2611339 A1 30-05-2008 EP 1930598 A2 11-06-2008 JP 2008138678 A 19-06-2008 US 2010260609 A1 14-10-2010

フロントページの続き

(81)指定国 AP(BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), EA(AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, T
J, TM), EP(AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, R
O, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OA(BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG), AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA,
BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, H
U, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI
, NO, NZ, OM, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US,
UZ, VC, VN

(72)発明者 ブリーズ - スtring - フェロー , アンドリュウ
アメリカ合衆国、オハイオ州・45069、ウエスト・チェスター、アビエイション・ウェイ、6
380番

(72)発明者 クラーク , デイビッド・スコット
アメリカ合衆国、オハイオ州・45069、ウエスト・チェスター、アビエイション・ウェイ、6
380番

(72)発明者 ビーチャー , プレント・フランクリン
アメリカ合衆国、オハイオ州・45069、ウエスト・チェスター、アビエイション・ウェイ、6
380番

Fターム(参考) 3H130 AA13 AB12 AB27 AB52 AB62 AB65 AB69 AC17 BA08C BA10C
CB01 DA02Z DD09Z EB00C EB04C EB05C