

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第4208504号
(P4208504)

(45) 発行日 平成21年1月14日 (2009. 1. 14)

(24) 登録日 平成20年10月31日 (2008. 10. 31)

(51) Int. Cl.

F I

F O 1 D 5/28 (2006. 01)

F O 1 D 5/28

F O 1 D 25/00 (2006. 01)

F O 1 D 25/00

Q

F O 2 C 7/00 (2006. 01)

F O 2 C 7/00

C

F O 2 C 7/00

D

請求項の数 9 (全 9 頁)

(21) 出願番号 特願2002-196609 (P2002-196609)
 (22) 出願日 平成14年7月5日 (2002. 7. 5)
 (65) 公開番号 特開2003-120206 (P2003-120206A)
 (43) 公開日 平成15年4月23日 (2003. 4. 23)
 審査請求日 平成17年6月22日 (2005. 6. 22)
 (31) 優先権主張番号 09/900326
 (32) 優先日 平成13年7月6日 (2001. 7. 6)
 (33) 優先権主張国 米国 (US)

(73) 特許権者 390041542
 ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ
 GENERAL ELECTRIC CO
 MPANY
 アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネ
 クタデイ、リバーロード、1 番
 (74) 代理人 100093908
 弁理士 松本 研一
 (74) 代理人 100105588
 弁理士 小倉 博
 (74) 代理人 100106541
 弁理士 伊藤 信和
 (72) 発明者 ジョン・ピーター・ヘイワード
 アメリカ合衆国、オハイオ州、ラブランド
 、ウッドレイク・コート、3373番
 最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ガスタービンエンジン翼形部の耐用寿命を延ばすための方法及び装置

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ガスタービンエンジン (10) 用のブレード (40) を製造するための方法であって、
 前縁 (48) 及び後縁 (50) において接合された凹状部分と凸状部分とを含む壁 (44、46) を備える前記ブレードの中に冷却空洞 (70) を形成する段階と、

少なくとも前縁チャンバ (80) と後縁チャンバ (82) とに、前記前縁チャンバは前記ブレード前縁が境界となり、また、前記後縁チャンバは前記後縁が境界となるように、前記空洞を分割する段階と、

前記ブレード (40) を根元部分 (100) と翼形部本体部分 (102) とに分割する段階と

を含み、前記根元部分は、前記翼形部本体部分と流体連通し、かつ前記ブレードの根元 (52) が境界となり、また前記翼形部本体部分は前記ブレードの先端 (54) が境界となっており、

前記方法は更に、前記冷却空洞の前記根元部分 (100) を第1の厚さを有する耐酸化性環境コーティングで被覆し、前記冷却空洞の前記翼形部本体部分 (102) を前記第1の厚さより小さい第2の厚さ (110) を有する耐酸化性環境コーティングで被覆し、前記翼形部本体部分 (102) での被覆の厚さを、0.0038 mm (0.0015 インチ) 未満の厚さ (110) とする段階

を含むことを特徴とする方法。

【請求項 2】

前記被覆する段階は、0.025 mm (0.001 インチ) 未満の厚さ (110) を有する耐酸化性環境コーティング層 (106) で前記壁の内面 (72) の少なくとも一部分を被覆する段階を更に含むことを特徴とする、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 3】

前記被覆する段階は、前記ブレード (40) の疲労寿命の維持を促進するために、耐酸化性環境コーティング層 (106) で前記ブレード壁の内面 (72) を被覆する、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 4】

ガスタービンエンジン (10) 用のブレード (40) であって、
根元部分 (100) と翼形部本体部分 (102) とを含み、
前記根元部分は、前記翼形部本体部分と流体連通し、かつ前記ブレードの根元 (52) が境界となり、また前記翼形部本体部分は前記ブレードの先端 (54) が境界となっており、

前記翼形部本体部分 (102) は、
 前縁 (48) と、
 後縁 (50) と、
 ブレード根元 (52) とブレード先端 (54) の間を半径方向スパンにわたって延び、
 外面 (60) と内面 (72) とを含む第 1 側壁 (44) と、
 前記前縁及び前記後縁において前記第 1 側壁に接合され、外面と内面とを含む第 2 側壁 (46) と、
 前記第 1 側壁の内面及び前記第 2 側壁の内面により形成された冷却空洞 (70) と、
 を含み、

前記冷却空洞の前記根元部分 (100) は第 1 の厚さを有する耐酸化性環境コーティングで被覆されており、前記冷却空洞の前記翼形部本体部分 (102) は前記第 1 の厚さより小さい第 2 の厚さ (110) を有する耐酸化性環境コーティングで被覆されており、前記翼形部本体部分 (102) での被覆の厚さが、0.0038 mm (0.0015 インチ) 未満の厚さ (110) である

ことを特徴とするガスタービンエンジン (10) 用のブレード (40)。

【請求項 5】

前記冷却空洞の内部に複数のチャンバ (74) を形成する内壁 (73) を更に含むことを特徴とする、請求項 4 に記載のブレード (40)。

【請求項 6】

前記複数のチャンバ (74) は流体連通しており、前記冷却空洞は根元部分 (100) と翼形部部分 (102) とを更に含んでおり、前記根元部分は前記翼形部部分と流体連通していることを特徴とする、請求項 4 又は 5 に記載のブレード (40)。

【請求項 7】

複数のブレード (40) を含むガスタービンエンジン (10) であって、前記ブレードの各々が請求項 4 乃至 6 のいずれか 1 項に記載のブレードであることを特徴とするガスタービンエンジン (10)。

【請求項 8】

前記根元部分の厚さ (110) は、0.025 mm (0.001 インチ) 未満であることを特徴とする、請求項 7 に記載のガスタービンエンジン (10)。

【請求項 9】

前記冷却空洞 (70) は、前記ブレード (40) の各々の疲労寿命が低下しないように維持できるように構成された厚さ (110) を有する耐酸化性環境コーティングで被覆されていることを特徴とする、請求項 7 又は 8 に記載のガスタービンエンジン (10)。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】

本発明は、一般的にはガスタービンエンジンに関し、より具体的には、ガスタービンエン

10

20

30

40

50

ジンに用いられるタービンブレードに関する。

【 0 0 0 2 】

【従来の技術】

少なくとも一部の公知のガスタービンエンジンは、一般的に、流れに沿って直列配置された、エンジンに流入する空気流を加圧する高圧圧縮機と、燃料と空気の混合気を燃焼させる燃焼器と、燃焼器から流出する空気流、即ち燃焼した混合気から回転エネルギーを取り出す複数のロータブレードを含むタービンとを有するコアエンジンを含む。タービンは燃焼器から流出する高温の空気流に曝されるので、タービン構成部品は、高温の空気流により生じる可能性がある熱応力を減少させるために冷却される。

【 0 0 0 3 】

回転ブレードは、冷却回路を通して冷却空気を供給される中空の翼形部を含む。翼形部は、冷却空洞を形成する側壁が境界となる冷却空洞を含む。高圧タービンの構成部品のようなエンジン構成部品は、かかる構成部品の構造に用いられる材料の熱応力を制限するために、冷却される必要がある。一般的には、冷却空気は、圧縮機の吐出口から取り出される空気であり、また冷却空気は、例えば、タービン翼形部を冷却するのに用いられる。冷却空気は、タービン翼形部を冷却した後に、燃焼器の下流のガス流路に再び入れられる。

【 0 0 0 4 】

少なくとも一部の公知のタービン翼形部は、冷却空気流を翼形部の冷却のために流す冷却回路を含む。より具体的には、翼形部の内部の内部空洞は、冷却空気を導くための流路を形成する。かかる空洞は、例えば、多数の通路を有する蛇行形状の通路を形成することができる。冷却空気は、翼形部の根元部分を通してこの蛇行形状の通路中に導かれる。熱応力が内側空洞中に生じる可能性があるので、空洞を形成する壁は、冷却空洞の内部における酸化の防止を促進するために、環境コーティングで被覆されることができる。

【特許文献 1】

特開 2 0 0 1 - 1 7 2 7 7 5 号公報

【 0 0 0 5 】

【発明が解決しようとする課題】

内部の熱応力に耐えるのを容易にするために、少なくとも一部の公知のブレードは、0.003 インチにほぼ等しい厚さを有する環境コーティング層で被覆されている。このような厚さで環境コーティングを施せば、空洞壁の酸化が防止され、翼形部が、ブレードのより高い作動温度領域内に生じる可能性がある熱応力及び機械的応力に耐えるのが容易になる。しかしながら、かかる厚さで環境コーティングが存在すれば、より低温で作動するブレードの領域における材質特性を低下させる可能性があり、それが材料の割れ発生を招くことになる。そのうちに、連続運転によってエンジン内部のブレードの割れ発生及び/又はブレードの早期破損をもたらす可能性がある。

【 0 0 0 6 】

【課題を解決するための手段】

本発明の 1 つの態様において、ガスタービンエンジン用のブレードが提供される。このブレードは、前縁と、後縁と、ブレード根元とブレード先端の間を半径方向スパンにわたって延びる第 1 側壁と、前縁及び後縁において第 1 側壁に接合された第 2 側壁とを含む。第 1 側壁及び第 2 側壁はそれぞれ、外面と内面とを含む。冷却空洞は、第 1 側壁の内面及び第 2 側壁の内面により形成される。冷却空洞の少なくとも 1 部分が、0.0015 インチ未満の厚さを有する耐酸化性環境コーティングで被覆されている。

【 0 0 0 7 】

別の態様において、翼形部を備える複数のブレードを含むガスタービンエンジンが、提供される。各翼形部は、前縁と、後縁と、壁と、壁により形成された冷却空洞とを含む。冷却空洞は少なくとも 2 つのチャンバを含む。チャンバのうちの第 1 チャンバは前縁が境界となり、チャンバのうちの第 2 チャンバは後縁が境界となっている。冷却空洞の第 1 の部分は、第 1 の厚さで施された耐酸化性環境コーティングで被覆され、冷却空洞の第 2 の部分は、第 1 の部分の第 1 の厚さより小さい第 2 の厚さで施された耐酸化性環境コーティン

10

20

30

40

50

グで被覆されている。より具体的には、第2の部分の第2の厚さは0.015インチ未満である。

【0008】

別の態様において、ガスタービンエンジン用のブレードを製造するための方法が提供される。この方法は、前縁及び後縁において接合された凹状部分と凸状部分とを含む壁を備えるブレードの中に空洞を形成する段階と、少なくとも前縁チャンバと後縁チャンバとに、前縁チャンバはブレード前縁が境界となり、また、後縁チャンバは後縁が境界となるように、空洞を分割する段階とを含む。この方法はまた、0.0015インチ未満の厚さを有する耐酸化性環境コーティング層で壁の内面の少なくとも1部分を被覆する段階を含む。

【0009】

【発明の実施の形態】

図1は、ファン組立体12、高圧圧縮機14、及び燃焼器16を含むガスタービンエンジン10の概略図である。エンジン10はまた、高圧タービン18、及び低圧タービン20を含む。エンジン10は、吸気側28及び排気側30を有する。1つの実施形態において、エンジン10は、オハイオ州シンシナチにあるCFM International Companyから市販されているCFM-56型エンジンである。

【0010】

運転中、空気はファン組立体12を通して流れ、加圧された空気は高圧圧縮機14に供給される。高度に加圧された空気は、燃焼器16に送り込まれる。燃焼器16からの空気流は、タービン18及び20を駆動し、タービン20はファン組立体12を駆動する。タービン18は高圧圧縮機14を駆動する。

【0011】

図2は、ガスタービンエンジン10（図1に示す）のようなガスタービンエンジンに用いることができるタービンブレード40の斜視図である。1つの実施形態において、複数のロータブレード40が、ガスタービンエンジン10の高圧タービンロータブレード段（図示せず）を構成する。各ブレード40は、中空の翼形部42と翼形部42を既知の方法でロータディスク（図示せず）に取り付けるために用いられる一体のダブテール43とを含む。若しくは、ブレード40は、複数のブレード40がブリス্ক（図示せず）を形成するようにディスク（図示せず）から半径方向外向きに延びていてもよい。

【0012】

各翼形部42は、第1側壁44と第2側壁46を含む。第1側壁44は凸状であり、翼形部42の負圧側面を形成し、また第2側壁46は凹状であり、翼形部42の正圧側面を形成する。側壁44及び46は、翼形部42の前縁48及び軸方向に間隔を置いて配置された後縁50において接合される。より具体的には、翼形部後縁50は、翼形部前縁48から翼弦方向にかつ下流側に間隔を置いて配置される。

【0013】

第1及び第2側壁44及び46は、ダブテール43に隣接して位置するブレード根元52から翼形部先端54までスパンにわたって長手方向すなわち半径方向外向きにそれぞれ延びる。翼形部先端54は内部冷却チャンバ（図2には示さず）の半径方向外側境界を形成する。冷却チャンバは、各側壁44及び46の間で翼形部42の内部に形成される。より具体的には、翼形部42は、内面（図2には示さず）及び外面60を含み、冷却チャンバは翼形部内面により形成される。1つの実施形態において、翼形部の第1の側壁44及び第2の側壁46は、それぞれ翼形部の壁の内面と翼形部外面60との間で延びる複数の冷却孔（図示せず）を含む。

【0014】

図3は翼形部42を含むブレード40の例示的な断面図である。ブレード40は、ブレード40の内面72により形成された冷却空洞70を含む。冷却空洞70は、冷却空洞70を複数の冷却チャンバ74に分ける複数の内側の壁73を含む。チャンバ74の壁73に対する形状寸法及び相互関係は、ブレード40の使用の目的に応じて変わる。1つの実施形態においては、内側の壁73は翼形部42と一体に鋳造される。冷却チャンバ74は、

10

20

30

40

50

複数の冷却回路 76 を通して冷却空気を供給される。より具体的には、例示的な実施形態においては、翼形部 42 は、前部冷却チャンバ 80、後部冷却チャンバ 82、及び複数の中間冷却チャンバ 84 を含む。

【0015】

前部冷却チャンバ 80 は、翼形部 42 を通して長手方向すなわち半径方向に翼形部先端 54 まで延びており、翼形部第 1 及び第 2 側壁 44 及び 46 (図 2 に示す) それぞれと翼形部前縁 48 とが境界となっている。前部冷却チャンバ 80 は、前部冷却回路 86 により供給される冷却空気で冷却される。

【0016】

中間冷却チャンバ 84 は、前部冷却チャンバ 80 と後部冷却チャンバ 82 との間に位置し、中間冷却回路 88 により冷却空気を供給される。より具体的には、各中間冷却チャンバ 84 は流体連通しており、蛇行した冷却通路を形成する。中間冷却チャンバ 84 は、翼形部第 1 及び第 2 側壁 44 及び 46 それぞれと、翼形部先端 54 が境界となっている。

【0017】

後部冷却チャンバ 82 は、翼形部 42 を通して長手方向すなわち半径方向に翼形部先端 54 まで延びており、翼形部第 1 及び第 2 側壁 44 及び 46 それぞれと翼形部後縁 50 とが境界となっている。後部冷却チャンバ 82 は、後部冷却回路 90 により供給される冷却空気で冷却され、冷却チャンバ 82 の半径方向外側境界を備えている。1 つの実施形態において、翼形部 42 は、翼形部外面 60 と翼形部内面 72 との間で延びる複数の後縁孔 (図示せず) を含む。

【0018】

ブレード 40 はまた、根元部分 100 と翼形部本体部分 102 とを含む。根元部分 100 は、翼形部根元 52 (図 2 に示す) が境界となり、かつダブテール 43 の 1 部分を貫いて延びる。翼形部本体部分 102 は、ブレード根元部分 100 と流体連通しており、かつ根元部分 100 から翼形部先端 54 まで延びる。1 つの実施形態において、根元部分 100 を貫いて延びるチャンバ 74 の部分は根元通路として知られている。

【0019】

翼形部内面 72 は、耐酸化性環境コーティングの層 106 で被覆される。1 つの実施形態において、耐酸化性環境コーティングは、ミシガン州ホワイトホールにある Howmet Themat ech から市販されているアルミコーティングである。この例示的な実施形態において、耐酸化性環境コーティングは、気相アルミナイド蒸着法により翼形部内面 72 に施される。より具体的には、耐酸化性環境コーティングの厚さ 110 は、翼形部本体部分 102 の内部では 0.003 インチ未満に制限され、また翼形部本体部分 102 と比較してより低温の作動温度で作動するブレード根元部分 100 の内部では 0.0015 インチ未満に制限される。好ましい実施形態においては、耐酸化性環境コーティングの厚さ 110 は、ブレード根元部分 100 の内部で 0.001 インチ未満に制限される。

【0020】

空洞 70 の製造時に、コア (図示せず) が翼形部 42 内に鋳込まれる。コアは、液体セラミック及びグラファイトスラリーをコア金型 (図示せず) 中に射出することにより製作される。スラリーは加熱されて中実のセラミック翼形部コアを形成する。翼形部コアは、翼形部金型 (図示せず) 中に浮かせて支持され、ホットワックスが翼形部金型中に射出されてセラミック翼形部コアを取り囲む。ホットワックスは凝固して、セラミックコアが翼形部中に支持された状態で翼形部を形成する。

【0021】

次にセラミックコアを備えたワックス翼形部は、セラミックスラリー中に浸漬され、乾燥される。この処理が、ワックス翼形部の全面にシェルが形成されるように数回繰り返される。次にコアが内部に浮かせて支持された型を残してワックスがシェルから溶かし出され、その型の中に熔融金属が注入される。金属が凝固した後に、シェルが取り壊されてコアが除去される。

【0022】

10

20

30

40

50

エンジン運転中、冷却空気は、冷却回路 7 6 を通して翼形部 4 2 内に供給される。1 つの実施形態において、冷却空気は、圧縮機 1 4 (図 1 に示す) のような圧縮機から翼形部 4 2 内に供給される。ブレード根元部分 1 0 0 に流入する冷却空気は、翼形部の冷却チャンバ 7 4 及び翼形部本体部分 1 0 2 中に流される。高温のガスが翼形部本体部分 1 0 2 上に衝突するので、ブレード内面 7 2 の作動温度は、上昇する可能性がある。より具体的には、翼形部本体部分 1 0 2 の作動温度は、実際にブレード根元部分 1 0 0 の作動温度に関連する温度よりも高い作動温度にまで上昇する可能性がある。耐酸化性環境コーティングが、作動温度が上昇するにもかかわらず翼形部内面 7 2 の酸化の減少を促進する。

【 0 0 2 3 】

更に、運転中に、エンジン運転の間に生じる応力が、ブレード根元部分 1 0 0 内に発生する可能性がある。耐酸化性環境コーティングの厚さ 1 1 0 をブレード根元部分 1 0 0 の内部で 0 . 0 0 1 インチ未満に制限すれば、ブレード根元部分 1 0 0 の内部の材質劣化の防止が促進され、従って、ブレード 4 0 の疲労寿命を維持する。より具体的には、ブレード根元部分 1 0 0 の内部の耐酸化性環境コーティングの割れ発生を制限すれば、ブレード根元部分 1 0 0 内部の疲労寿命を維持し、従って、ブレード 4 0 の耐用寿命を延ばすことになる。

【 0 0 2 4 】

上述のブレードは費用効果が良くかつ高い信頼性がある。ブレードは、環境コーティング層の厚さが 0 . 0 0 1 5 インチ未満になるように、ブレード内面に施される耐酸化性環境コーティング層を含む。ブレード根元部分内部の層の厚さが薄ければ薄いほどブレード根元部分内部の環境コーティングの割れ発生が少なくなるのを促進し、従って、ブレードの疲労寿命の低下もより少なくなる。その結果、耐酸化性環境コーティングの厚さを減らすことで、費用効果が良くかつ信頼性のある方法で熱疲労寿命を維持し翼形部の耐用寿命を延ばすことを可能にする。

【 0 0 2 5 】

本発明を、種々の特定の実施形態に関して説明してきたが、本発明は、特許請求の範囲の技術思想及び技術的範囲内の変形形態で実施可能であることは当業者には明らかであろう。特許請求の範囲に記載された符号は、理解容易のためであってなんら発明の技術的範囲を実施例に限縮するものではない。

【 図面の簡単な説明 】

【 図 1 】 ガスタービンエンジンの概略図。

【 図 2 】 図 1 に示すガスタービンエンジンに用いることができるタービンブレードの斜視図。

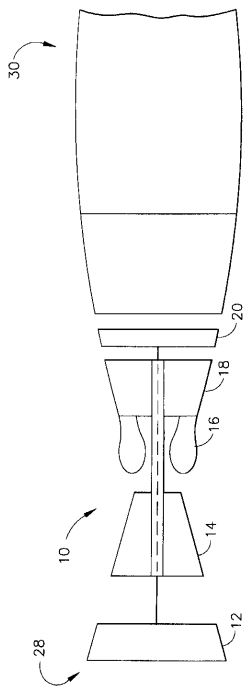
【 図 3 】 図 2 に示す翼形部の例示的な断面図。

【 符号の説明 】

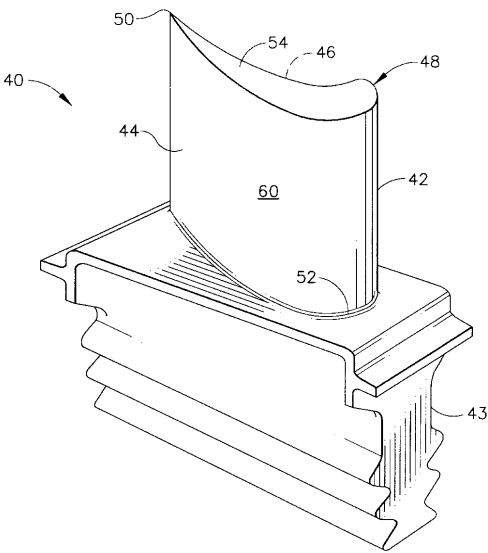
- 4 0 ロータブレード
- 4 2 翼形部
- 4 8 翼形部前縁
- 5 0 翼形部後縁
- 5 4 翼形部先端
- 6 0 ブレード外面
- 7 0 ブレード冷却空洞
- 7 2 ブレード内面
- 7 3 壁
- 7 6 冷却回路
- 8 0 前部冷却チャンバ
- 8 2 後部冷却チャンバ
- 8 4 中間冷却チャンバ
- 1 0 0 ブレード根元部分
- 1 0 2 翼形部本体部分

1 0 6 耐酸化性環境コーティング層

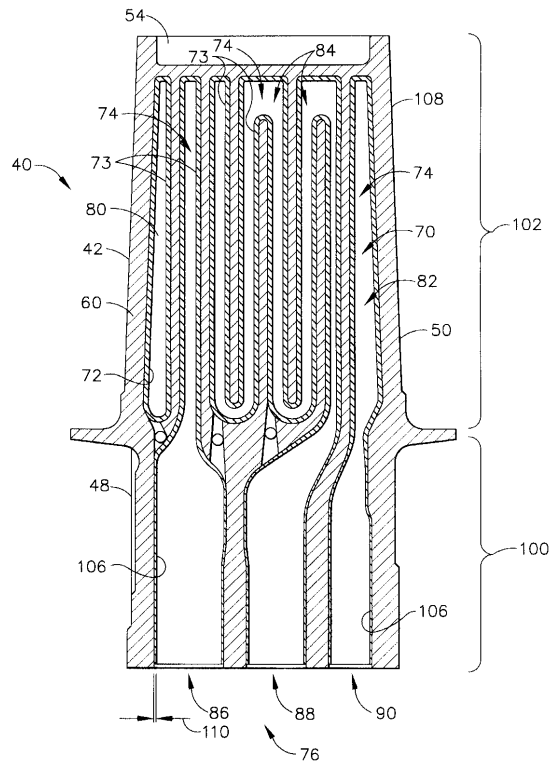
【図 1】



【図 2】



【図 3】



フロントページの続き

- (72)発明者 ロジャー・デール・ウスツマン
アメリカ合衆国、オハイオ州、メーソン、スパルディング・ドライブ、3151番
- (72)発明者 ティモシー・レーン・ノーリス
アメリカ合衆国、オハイオ州、ハミルトン、ハヴァーフォード・ドライブ、7093番
- (72)発明者 リチャード・クレイ・ハウベルト
アメリカ合衆国、オハイオ州、ハミルトン、モーガン・ロス・ロード、3451番
- (72)発明者 ポール・ジョン・フィンク
アメリカ合衆国、オハイオ州、メインビル、ワイルドウッド・ドライブ、3345番

審査官 藤原 弘

- (56)参考文献 国際公開第99/03599(WO, A1)
特開2001-172775(JP, A)
米国特許第5215785(US, A)
米国特許第6180170(US, B1)
欧州特許出願公開第1077273(EP, A1)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F01D 5/28
F01D 25/00
F02C 7/00