

(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2012-117539

(P2012-117539A)

(43) 公開日 平成24年6月21日(2012.6.21)

|                     |               |             |
|---------------------|---------------|-------------|
| (51) Int.Cl.        | F 1           | テーマコード (参考) |
| FO1D 5/20 (2006.01) | FO1D 5/20     | 3G202       |
| FO1D 9/02 (2006.01) | FO1D 9/02 102 |             |

審査請求 未請求 請求項の数 7 OL 外国語出願 (全 25 頁)

(21) 出願番号 特願2011-260784 (P2011-260784)  
 (22) 出願日 平成23年11月29日 (2011.11.29)  
 (31) 優先権主張番号 2010148725  
 (32) 優先日 平成22年11月29日 (2010.11.29)  
 (33) 優先権主張国 ロシア (RU)

(71) 出願人 503416353  
 アルストム テクノロジー リミテッド  
 ALSTOM Technology Ltd  
 スイス国 バーデン ブラウン ボヴェリ  
 シュトラーセ 7  
 Brown Boveri Strasse 7, CH-5401 Baden, Switzerland  
 (74) 代理人 100099483  
 弁理士 久野 琢也  
 (74) 代理人 100112793  
 弁理士 高橋 佳大  
 (74) 代理人 100114292  
 弁理士 来間 清志

最終頁に続く

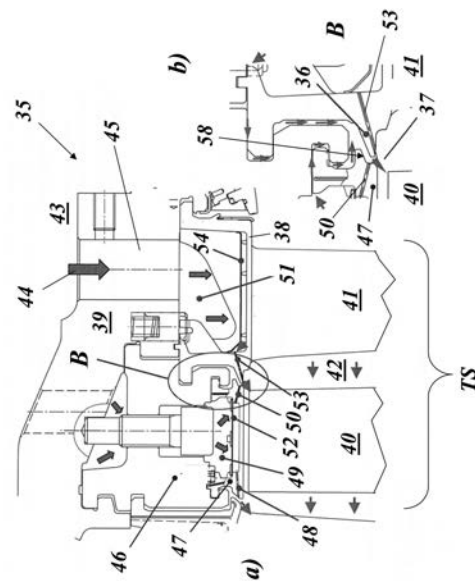
(54) 【発明の名称】 軸流タイプのガスタービン

(57) 【要約】

【課題】 冷却空気質量流の低減と、タービン段内部での臨界的な構成部分の改善された冷却および有効な熱保護とを兼ね備えたガスタービンを提供する。

【解決手段】 静翼プラットフォーム(38)と、隣接したステータ遮熱体(47)との間のジョイントを通して高温ガス路(42)内へ漏れる空気(37)が動翼(40)の動翼クラウン(32)に向けられるようにタービン段(TS)内のステータ遮熱体(47)と外側の静翼プラットフォーム(38)とが互いに適合されている。

【選択図】 図3



**【特許請求の範囲】****【請求項 1】**

軸流タイプのガスタービン(35)であって、空気冷却される動翼(40)とロータ遮熱体との交互する列を有するロータと、静翼支持体(39)に組み付けられた、空気冷却される静翼(41)とステータ遮熱体(47)との交互する列を有するステータとが設けられており、ステータが、ロータを同軸的に取り囲んでいて、これにより互いの間に高温ガス路(42)を規定しており、しかも動翼(40)の列とステータ遮熱体(47)の列とが、かつ静翼(41)の列とロータ遮熱体の列とが、それぞれ互いに向かい合って位置しており、静翼(41)の列と下流方向における動翼(40)の次の列とが、1つのタービン段(TS)を規定しており、該タービン段(TS)の動翼(40)が、それぞれ動翼先端に動翼クラウン(32)を備えており、該タービン段(TS)の静翼(41)が、それぞれ外側の静翼プラットフォーム(38)を備えている形式のガスタービンにおいて、タービン段(TS)内のステータ遮熱体(47)と外側の静翼プラットフォーム(38)とは、静翼プラットフォーム(38)と、隣接したステータ遮熱体(47)との間のジョイントを通して高温ガス路(42)内へ漏れる空気(37)が動翼(40)の動翼クラウン(32)に向けられるように互いに適合されていることを特徴とする、軸流タイプのガスタービン。

10

**【請求項 2】**

外側の静翼プラットフォーム(38)と、隣接したステータ遮熱体(47)とが、各外側の静翼プラットフォーム(38)の後側の壁に下流側に向かって突出部(36)を設けることにより互いに適合されており、該突出部(36)が、下流側に動翼クラウン(32)の前縁に向かって、かつ隣接したステータ遮熱体(47)に設けられた各切欠き(58)に突入するように延びている、請求項1記載のガスタービン。

20

**【請求項 3】**

前記タービン段(TS)内のステータ遮熱体(47)が、各ステータ遮熱体(47)の背面側に設けられた中空室(49)内に冷却空気を導入することにより冷却され、該冷却空気が、ステータ遮熱体(47)の下流側および上流側に設けられた孔(48, 50)を通じて高温ガス路(42)内へ放出される、請求項2記載のガスタービン。

**【請求項 4】**

前記タービン段(TS)内の静翼(41)が、孔(45)を通じて各静翼(41)の外側の静翼プラットフォーム(38)の背面側に設けられた中空室(51)内に冷却空気(44)を導入することにより冷却され、冷却空気の噴流が、前記突出部(36)を貫いて下流側へ延びる孔(53)によって、前記中空室(51)から動翼クラウン(32)に向けられる、請求項3記載のガスタービン。

30

**【請求項 5】**

静翼(41)の外側の静翼プラットフォーム(38)は、前記孔(53)を通じて前記突出部(36)内に流入する冷却空気が、既に各静翼(41)の冷却のために使用されているように構成されている、請求項4記載のガスタービン。

**【請求項 6】**

冷却空気を、周方向で隣接し合っているステータ遮熱体(47)の間のすき間(59)内に正確に向けるために、前記突出部(36)を下流側に向かって貫いて延びるスリット(57)が設けられている、請求項4または5記載のガスタービン。

40

**【請求項 7】**

冷却空気を、外側の静翼プラットフォーム(38)の背面側に設けられた前記中空室(51)から、下流側に向かって、前記突出部(36)の下方の動翼クラウン(32)に向けるために、外側の静翼プラットフォーム(38)に付加的な孔(56)が設けられている、請求項6記載のガスタービン。

**【発明の詳細な説明】****【技術分野】****【0001】**

50

本発明は、ガスタービンの技術に関する。本発明は、請求項 1 の上位概念部に記載の形式の軸流タイプのガスタービンに関する。

【0002】

特に、本発明は、ガスタービンユニットのための軸流タービンの段の設計に関する。一般にタービンステータは複数の溝を備えた静翼支持体を有しており、この静翼支持体には、一列の静翼と一列のステータ遮熱体とが相前後して交互に取り付けられている。段全体は溝を備えた回転軸を有する 1 つのロータを有しており、このロータには、一列のロータ遮熱体と一列の動翼とが相前後して交互に取り付けられている。

【背景技術】

【0003】

本発明は、軸流タイプのガスタービンに関し、その一例が図 1 に示されている。図 1 に示したガスタービン 10 は逐次燃焼の原理により作動する。このガスタービン 10 は圧縮機 11 と、多数のパーナ 13 および第 1 の燃料供給部 12 を備えた第 1 の燃焼器 14 と、高圧タービン 15 と、第 2 の燃料供給部 16 を備えた第 2 の燃焼器 17 と、一列の動翼 20 と一列の静翼 21 とを交互に備えた低圧タービン 18 とを有している。動翼 20 および静翼 21 は、機械軸線 MA に沿って配置された多数のタービン段に配置されている。

10

【0004】

図 1 に示したガスタービン 10 はステータとロータとを有している。ステータは静翼支持体 19 を有しており、この静翼支持体 19 に静翼 21 が組み付けられている。これらの静翼 21 は、燃焼器 17 で発生した高温ガスが通流するプロファイルされた通路を形成するために必要となる。所望の方向で高温ガス路 22 を通流するガスは、ロータシャフトに設けられたシャフトスリットに取り付けられた動翼 20 に衝突して、タービンロータを回転させる。動翼 20 の上方を流れる高温ガスに対してステータハウジングを保護するためには、隣接し合った静翼列の間に取り付けられたステータ遮熱体を使用される。高温タービン段は、静翼とステータ遮熱体と動翼とに供給されるべき冷却空気を必要とする。

20

【0005】

長い寿命を有する高温タービン段運転を保証するためには、高温ガス路 22 の全ての構成部分が有効に冷却されることが望ましい。図 2 の (a) および (b) に図示されている公知の構成の構成部分は以下のようにして冷却される：圧縮機から供給された、圧縮された冷却空気 24 はプレナム 23 を通って、中空室 31, 29 内に流入する。中空室 31 の場合には、このことは孔 25 によって行われる。次いで、この冷却空気は静翼 21 のエロfoil (翼型) から流出して、動翼 20 とは反対の側の内側リング 26 に装着されたステータ遮熱体 27 に設けられた孔 30, 28 を通って、タービン流路 22 に流入する。周縁の動翼ゾーン (動翼先端) の肉薄な動翼クラウン 32 は高いガス温度に対して極めて敏感である。図 2 に示した構成においてステータ遮熱体 27 の前側の部分に位置決めされた孔 30 から逃出した冷却空気は、動翼クラウン 32 の温度を低下させるために働く (図示されていない動翼冷却システム自体に対して付加的に)。

30

【0006】

しかし、上で説明した構成には、以下に挙げるような欠点がある：

1. 孔 30 の出口から動翼 20 の前縁までの長い距離に基づき、冷却空気噴流はすぐにそのエネルギーを失い、高温ガス路 22 からの高温ガスによって洗い出される。

40

【0007】

2. 孔 30 から流出した空気は、比較的高い温度を有している。なぜならば、この空気は既にステータ遮熱体 27 のかなりの表面範囲を冷却したものであるからである。

【0008】

3. 隣接し合うステータ遮熱体 27 (図 2 の b) の間のスペースのために冷却空気を用いた有効な吹き通しが提供されておらず、このことはシールプレート 33 およびステータ遮熱体 27 の側方表面に対する過熱危険を増大させる。

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

50

## 【0009】

本発明の課題は、公知の冷却構造の不都合を回避し、かつ冷却空気質量流の低減と、タービンのタービン段内部での臨界的な構成部分の改善された冷却および有効な熱保護とを組み合わせるタービン段冷却手段を備えたガスタービンを提供することである。

## 【課題を解決するための手段】

## 【0010】

この課題を解決するために本発明の構成では、軸流タイプのガスタービンであって、空気冷却される動翼とロータ遮熱体との交互する列を有するロータと、内側リングに組み付けられた、空気冷却される静翼とステータ遮熱体との交互する列を有するステータとが設けられており、ステータが、ロータを同軸的に取り囲んでいて、これにより互いの間に高温ガス路を規定しており、しかも動翼の列とステータ遮熱体の列とが、かつ静翼の列とロータ遮熱体の列とが、それぞれ互いに向かい合って位置しており、静翼の列と下流方向における動翼の次の列とが、1つのタービン段を規定しており、該タービン段の動翼が、それぞれ動翼先端に冠状の動翼クラウンを備えており、該タービン段の静翼が、それぞれ外側の静翼プラットフォームを備えている形式のガスタービンにおいて、静翼プラットフォームと、隣接したステータ遮熱体との間のジョイントを通して高温ガス路内へ漏れる空気が動翼の動翼クラウンに向けられるようにタービン段内のステータ遮熱体と外側の静翼プラットフォームとが互いに適合されているようにした。

10

## 【発明の効果】

## 【0011】

本発明の有利な構成では、外側の静翼プラットフォームと、隣接したステータ遮熱体とが、各外側の静翼プラットフォームの後側の壁に下流側に向かって突出部を設けることにより互いに適合されており、該突出部が、下流側に動翼クラウンの前縁に向かって、かつ隣接したステータ遮熱体に設けられた各切欠きに突入するように延びている。

20

## 【0012】

本発明の別の有利な構成では、前記タービン段内のステータ遮熱体が、各ステータ遮熱体の背面側に設けられた中空室内に冷却空気を導入することにより冷却され、該冷却空気が、ステータ遮熱体の下流側および上流側に設けられた孔を通じて高温ガス路内へ放出される。

30

## 【0013】

本発明のさらに別の有利な構成では、前記タービン段内の静翼が、孔を通じて各静翼の外側の静翼プラットフォームの背面側に設けられた中空室内に冷却空気を導入することにより冷却され、冷却空気の噴流が、前記突出部を貫いて下流側へ延びる孔によって、前記中空室から動翼クラウンに向けられる。

## 【0014】

本発明のさらに別の有利な構成では、静翼の外側の静翼プラットフォームは、前記孔を通じて前記突出部に流入する冷却空気が、既に各静翼の冷却のために前に使用されているように配置構成されている。

## 【0015】

本発明のさらに別の有利な構成では、冷却空気を、周方向で隣接し合っているステータ遮熱体の間のすき間内に正確に向けるために、前記突出部を下流側に向かって貫いて延びるスリットが設けられている。

40

## 【0016】

本発明のさらに別の有利な構成では、冷却空気を、外側の静翼プラットフォームの背面側に設けられた前記中空室から、下流側に向かって、前記突出部の下方の動翼クラウンに向けるために、外側の静翼プラットフォームに付加的な孔が設けられている。

## 【0017】

以下に、本発明の種々の実施形態を図面につき詳しく説明する。

## 【図面の簡単な説明】

## 【0018】

50

【図 1】本発明を実現するために使用され得る、逐次燃焼式のガスタービンの公知の基本構造を示す概略図である。

【図 2】公知先行技術によるガスタービンのタービン段の冷却システムを詳細図 (A) と、A - A 線に沿った断面図 (B) とで示す図である。

【図 3】本発明の 1 実施形態によるガスタービンのタービン段の冷却システムを詳細図 (A) と、「B」で示した円で囲んだ部分の拡大図 (B) とで示す図である。

【図 4】高められたシールプレート冷却を有する本発明における冷却システムの改良形を詳細図 (a) と、C - C 線に沿った断面図 (b) とで示す図である。

【発明を実施するための形態】

【0019】

図 3 には、本発明により提案された高温タービン段が示されている。この高温タービン段では、図 2 に示した構成に認められる特有の不都合が取り除かれている。

【0020】

図 3 に示した、提案された新規でかつ有利な構成では、ガスタービン 35 が、静翼支持体 39 に取り付けられた複数の静翼 41 と、高温ガス路 42 を通って流れる高温ガスによって運動させられる複数の動翼 40 とを備えたタービン段 TS を有している。動翼 40 の動翼先端に向かい合って位置する側では、内側リング 46 にステータ遮熱体 47 が配置されている。それぞれ外側の静翼プラットフォーム 38 を有する静翼 41 は、プレナム 43 から孔 45 を通って中空室 51 に流入する冷却空気 44 によって冷却される。本発明によれば、外側の静翼プラットフォーム 38 と、ステータ遮熱体 47 とは、外側の静翼プラットフォーム 38 と、隣接したステータ遮熱体 47 との間のジョイントを通して高温ガス路 42 に漏れ出した漏れ空気 37 が、動翼 40 の動翼クラウン 32 に向けられるように設計されかつ互いに適合されている (図 3 の b)。このことは、冷却空気が、可能となる最小距離を通して、隣接し合ったステータ遮熱体 47 の間のスリットと動翼 40 の動翼クラウンとに供給されることを意味する。

【0021】

動翼クラウンおよびステータ遮熱体のこのような直接的な冷却は、外側の静翼プラットフォーム 38 の後壁に位置決めされた突出部 36 を提供することにより実施される。動翼 40 に最大限に接近した突出部 36 の端部を得るために、ステータ遮熱体 47 には特別な切欠き 58 が形成されている。ステータ遮熱体 47 は図 2 に示した構成の場合と同様の方法で冷却される。すなわち、冷却空気は中空室 49 に流入して、ステータ遮熱体 47 に設けられた孔 52 を通過し、そして孔 48, 50 を通って導出される。

【0022】

静翼 41 も、図 2 に示した静翼 21 と同様に冷却されるが、しかし動翼 40 の動翼クラウンは一層効果的に冷却される。なぜならば、突出部 36 を貫いて延びる孔 53 からの空気噴流が、動翼 40 に最大限接近したところにまで冷却空気を運ぶので、この冷却空気はそのエネルギーを失って高温ガス路 42 からの高温ガスによって洗い出されてしまう時間を有していないからである。

【0023】

提案された構成の別の利点は、孔 53 に供給された冷却空気が、穴あけされたシートに設けられた孔 54 を既に通過していて、外側の静翼プラットフォーム 38 の一部を冷却していることである。こうして、動翼クラウンは、既に別の構成部分を冷却するために使用された冷却空気を用いて冷却されるので、タービン効率は改善される。

【0024】

外側の静翼プラットフォーム 38 に設けられた突出部 36 により、提案された構成のさらに別の利点を得られる (図 4 参照)。この突出部 36 により、隣接し合うステータ遮熱体 47 の間のすき間 59 (図 4 の b) は、隣接し合うステータ遮熱体 47 の間の、周方向で正確に真ん中に配置されたスリット 57 から噴出する強力な空気噴流を用いて吹き通され得るようになる。この噴流はステータ遮熱体 47 の側方の表面と、これらのステータ遮熱体 47 の間のシールプレート 55 とを、不都合な高温ガス効果に対して保護する。孔 5

10

20

30

40

50

3による動翼クラウンへの使用済み空気の供給およびスリット57を通じた、隣接し合うステータ遮熱体47の間のすき間59内への使用済み空気の供給に対して付加的に、孔56を通じて、使用済み空気のさらなる供給を提供することができる。

【0025】

総括すると、提案された構成には、以下に挙げる利点がある：

1．ステータ遮熱体47と、外側の静翼プラットフォーム38に形成された突出部36との提案された形状により、動翼40の動翼クラウンに極めて近傍で冷却空気噴流を付与することが可能となる。このことは、これらの構成要素の冷却の効率を著しく改善する。

【0026】

2．ステータ遮熱体47および動翼クラウンを冷却するために、既に静翼41の冷却のために使用された使用済みの空気が使用される。このような冷却空気の二用途使用は、タービン効率を改善する。

【0027】

3．隣接し合うステータ遮熱体47の間のすき間59が効果的に吹き通される。

【0028】

4．内側リング46および静翼支持体39（図3参照）とのジョイントゾーン内部の中空室49，51からの漏れ空気37が、動翼クラウンの近傍に流出することに基づき、冷却のために有効に使用される。

【0029】

こうして、ステータ遮熱体47および突出部36（図3参照）の互いに適合された好都合な形状の使用と、外側の静翼プラットフォーム38から放出された冷却空気の利用との組合せにより、良好な性能と連続的な動翼寿命とを有する最新のタービンを提供することが可能になる。

【符号の説明】

【0030】

10, 35 ガスタービン

11 圧縮機

12, 16 燃料供給部

13 パーナ

14, 17 燃焼器

15 高圧タービン

18 低圧タービン

19, 39 静翼支持体（ステータ）

20, 40 動翼

21, 41 静翼

23, 43 プレナム

24, 44 冷却空気

25, 45 孔

26, 46 内側リング

27, 47 ステータ遮熱体

28, 48 孔

29, 49 中空室

30, 50, 52 孔

31, 51 中空室

32 動翼クラウン

33, 55 シールプレート

34 高温ガス

36 突出部

37 漏れ空気（ステータ遮熱体と静翼との間のジョイントでの）

38 外側の静翼プラットフォーム

10

20

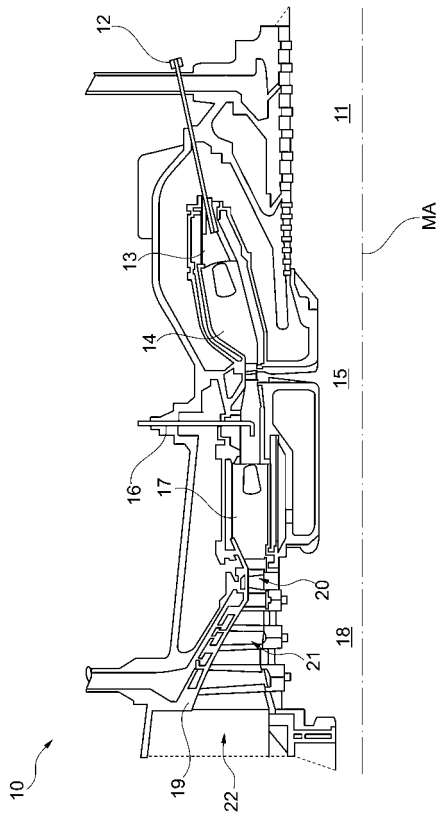
30

40

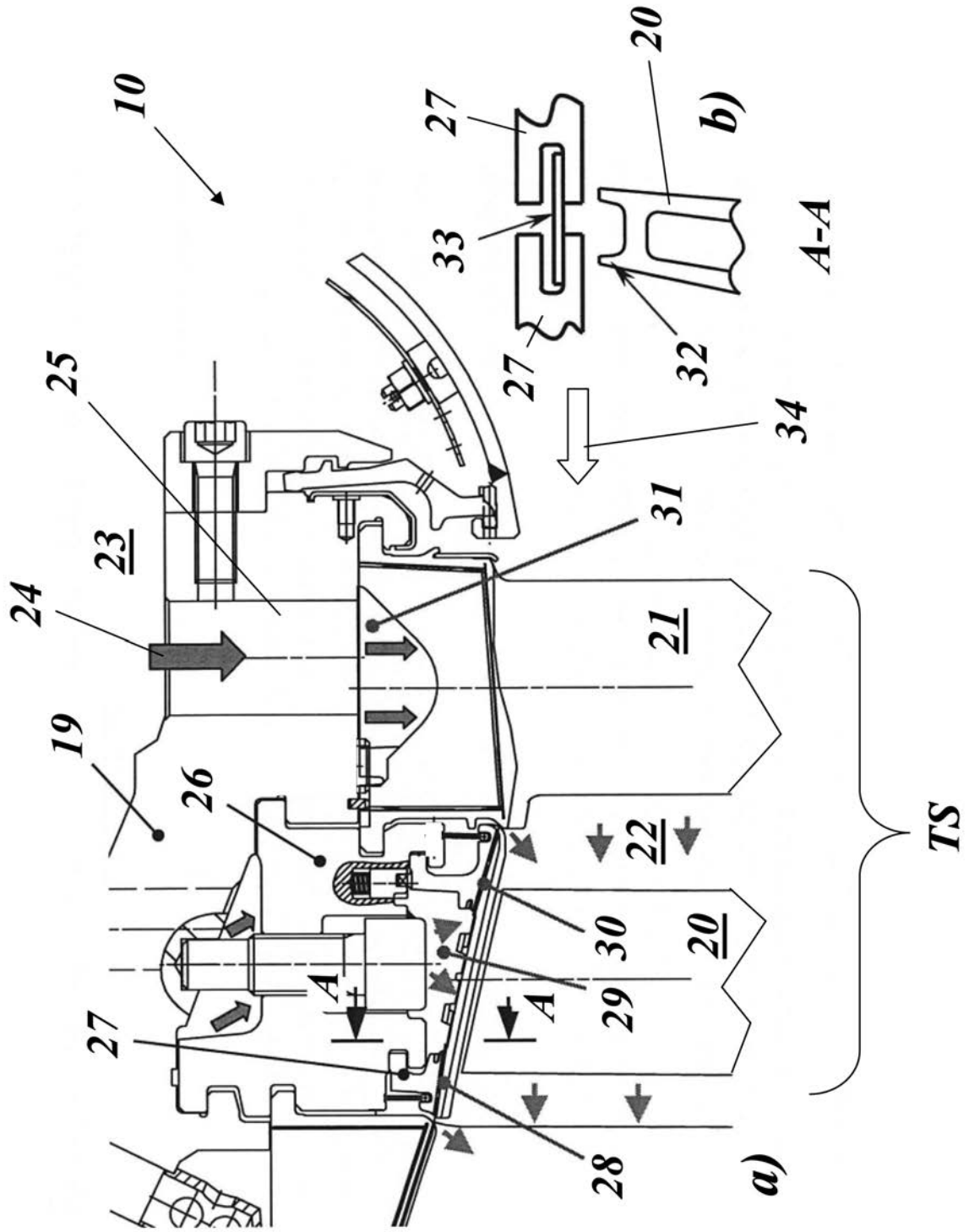
50

- 4 2 高温ガス路
- 5 3 , 5 4 , 5 6 孔
- 5 7 スリット
- 5 8 切欠き
- 5 9 すき間
- M A 機械軸線
- T S タービン段

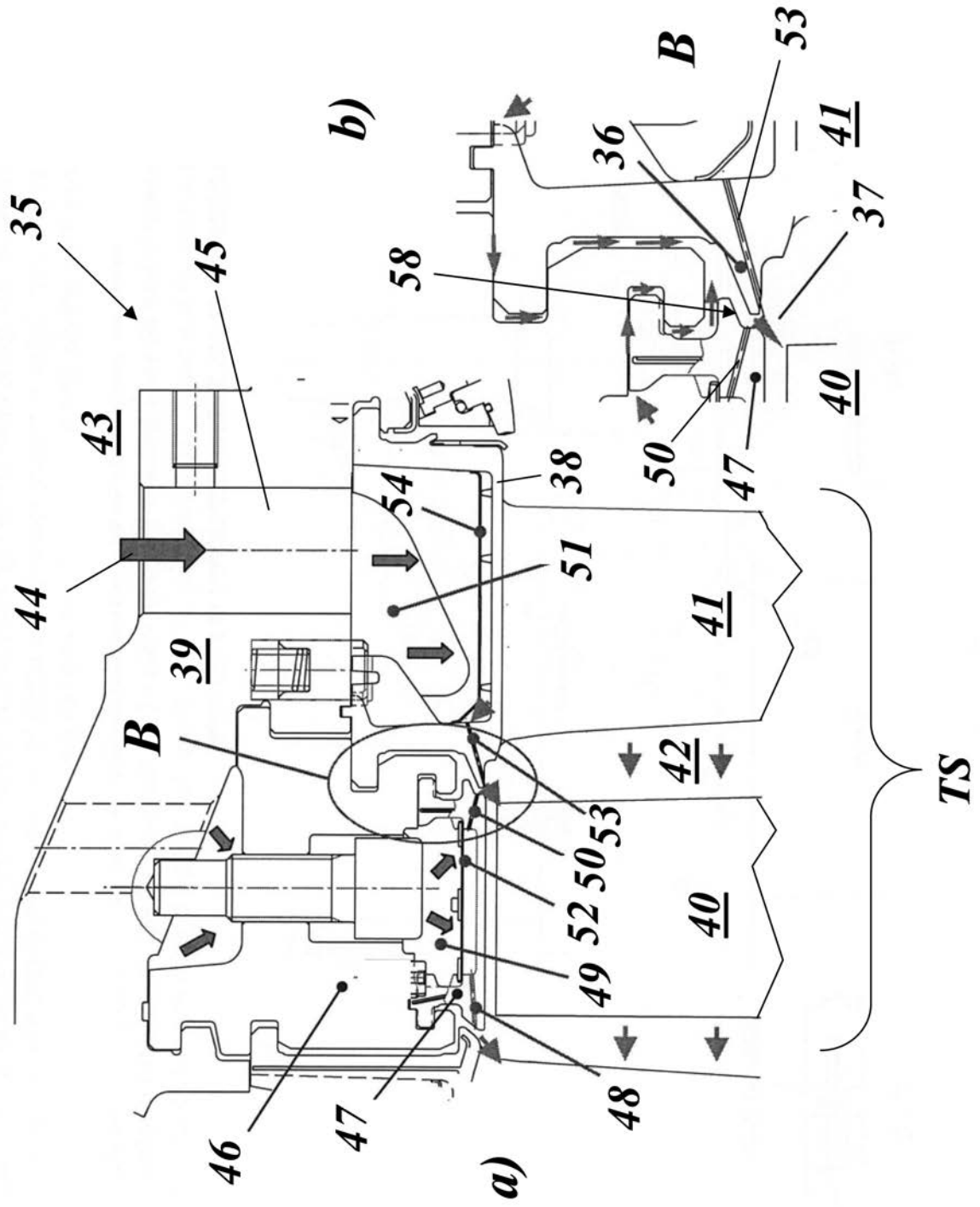
【 図 1 】



【図 2】



【図 3】





## フロントページの続き

- (74)代理人 100128679  
弁理士 星 公弘
- (74)代理人 100135633  
弁理士 二宮 浩康
- (74)代理人 100143959  
弁理士 住吉 秀一
- (74)代理人 100156812  
弁理士 篠 良一
- (74)代理人 100162880  
弁理士 上島 類
- (74)代理人 100167852  
弁理士 宮城 康史
- (74)代理人 100114890  
弁理士 アインゼル・フェリックス＝ラインハルト
- (72)発明者 アレクサンダー アナトリエヴィチ ハーニン  
ロシア国 モスクワ フィレヴスキ プリヴァル 3 4 8 0
- (72)発明者 ヴァレリー コステゲ  
ロシア国 モスクワ ウーリッツア グリゾドゥボヴォイ 1 - 4 - 4 1
- Fターム(参考) 3G202 JJ05 JJ09 JJ19 KK04

【外国語明細書】

## Title of Invention

### GAS TURBINE OF THE AXIAL FLOW TYPE

## Detailed Explanation of the Invention

### BACKGROUND OF THE INVENTION

The present invention relates to the technology of gas turbines. It refers to a gas turbine of the axial flow type according to the preamble of claim 1.

More specifically, the invention relates to designing a stage of an axial flow turbine for a gas turbine unit. Generally the turbine stator consists of a vane carrier with slots where a row of vanes and a row of stator heat shields are installed one after another. The same stage includes a rotor consisting of a rotating shaft with slots where a row of rotor heat shields and a row of blades are installed one after another.

### PRIOR ART

The invention relates to a gas turbine of the axial flow type, an example of which is shown in Fig. 1. The gas turbine 10 of Fig. 1 operates according to the principle of

sequential combustion. It comprises a compressor 11, a first combustion chamber 14 with a plurality of burners 13 and a first fuel supply 12, a high-pressure turbine 15, a second combustion chamber 17 with the second fuel supply 16, and a low-pressure turbine 18 with alternating rows of blades 20 and vanes 21, which are arranged in a plurality of turbine stages arranged along the machine axis MA.

The gas turbine 10 according to Fig. 1 comprises a stator and a rotor. The stator includes a vane carrier 19 with the vanes 21 mounted therein; these vanes 21 are necessary to form profiled channels where hot gas developed in the combustion chamber 17 flows through. Gas flowing through the hot gas path 22 in the required direction hits against the blades 20 installed in shaft slits of a rotor shaft and makes the turbine rotor to rotate. To protect the stator housing against the hot gas flowing above the blades 20, stator heat shields installed between adjacent vane rows are used. High temperature turbine stages require cooling air to be supplied into vanes, stator heat shields and blades.

To ensure high-temperature turbine stage operation with long-term life time, all parts of the hot gas path 22 should be cooled effectively. Parts of the known design presented in Fig. 2(a) and (b) are cooled as follows: Compressed cooling air 24 delivered from the compressor through a plenum 23 and enters cavities 31 and 29. In the case of cavity 31 this is done by means of a hole 25. Then this cooling air flows out from the airfoil of vane 21 and through holes 30 and 28 of the stator heat shield 27, which is attached to an inner ring 26 opposite to the blade 20, into the turbine flow path 22. The thin-walled crown 32 (Fig. 2(b)) of the peripheral blade zone (the blade tip) is very sensitive to high gas temperature. Cooling air escaping from holes 30 situated in the forward part of the stator heat shield 27 in the design of Fig. 2 contributes to lowering the temperature of the blade crown 32 (in addition to the blade cooling system itself, which is not explicitly shown in the figure).

However, above described design has the following disadvantages:

1. Due to the large distance from the outlets of holes 30 to the leading edge of

the blades 20, cooling air jets soon lose their energy and are washed out with hot gas from the hot gas path 22.

2. Air flowing out of holes 30 has a rather high temperature, since it has already cooled a substantial surface area of the stator heat shield 27.
3. No effective blowing through with cooling air is provided for the space between adjacent stator heat shields 27 (Fig. 2(b)), and this increases overheating risk for sealing plates 33 and side surfaces of the stator heat shields 27.

## SUMMARY OF THE INVENTION

It is an object of the present invention to provide a gas turbine with a turbine stage cooling scheme, which avoids the drawbacks of the known cooling configuration and combines a reduction in cooling air mass flow with an improved cooling and effective thermal protection of critical parts within the turbine stages of the turbine.

This and other objects is obtained by a gas turbine according to claim 1.

The gas turbine of the invention comprises a rotor with alternating rows of air-cooled blades and rotor heat shields, and a stator with alternating rows of air-cooled vanes and stator heat shields mounted on inner rings, whereby the stator coaxially surrounds the rotor to define a hot gas path in between, such that the rows of blades and stator heat shields, and the rows of vanes and rotor heat shields are opposite to each other, respectively, and a row of vanes and the next row of blades in the downstream direction define a turbine stage, and whereby the blades of the turbine stage are each provided with a blade crown at their tips and the vanes of the turbine stage are each provided with an outer vane platform. According to the invention, the stator heat shields and outer vane platforms within the turbine stage are adapted to one another such that air leaking through the joints between the outer vane platforms and the adjacent stator heat shields into the hot gas path is directed onto the blade crown of the blades.

According to an embodiment of the invention the outer vane platforms and the adjacent stator heat shields are adapted to one another by providing each of the outer vane platforms with a downstream projection at its rear wall, which projection extends downstream to the leading edge of the blade crowns and into a respective recess at the adjacent stator heat shield.

According to another embodiment of the invention, the stator heat shields within the turbine stage are cooled by introducing cooling air into a cavity on the backside of each stator heat shield, which cooling air is discharged into the hot gas path through holes at the downstream and upstream side of the stator heat shield.

According to another embodiment of the invention the vanes within the turbine stage are cooled by introducing cooling air through a hole into a cavity on the backside of the outer vane platform of each vane, and jets of cooling air are directed onto the blade crowns from said cavity by means of holes running downstream through said projection.

According to just another embodiment of the invention, the outer vane platform of the vanes is configured such that the cooling air flowing through said holes in said projection has already been used before to cool the respective vane.

According to another embodiment of the invention, slits are provided running downstream through said projection to direct cooling air precisely into the interstice between stator heat shields being adjacent in the circumferential direction.

According to another embodiment of the invention, additional holes are provided at the outer vane platforms to direct cooling air from the cavity on the backside of the outer vane platform downstream onto the blade crowns below said projection.

The present invention is now to be explained more closely by means of different embodiments and with reference to the attached drawings.

### **Brief Explanation of the Drawings**

- Fig. 1 shows a well-known basic design of a gas turbine with sequential combustion, which may be used for practising the invention;
- Fig. 2 shows cooling details of a turbine stage of a gas turbine according to the prior art (Fig. 2(a)) with Fig. 2(b) showing a detail of the blade crown configuration;
- Fig. 3 shows cooling details of a turbine stage of a gas turbine according to an embodiment of the invention (Fig. 3(a)) with Fig. 3(b) showing the magnified zone B of Fig. 3(a); and
- Fig. 4 shows a modification of the inventive cooling scheme with enhanced sealing plate cooling.

### **DETAILED DESCRIPTION OF DIFFERENT EMBODIMENTS OF THE INVENTION**

Fig. 3 presents a proposed design of the high-temperature turbine stage where disadvantages inherent to the design demonstrated in Fig. 2 are consequently eliminated.

According to the new and advantageous proposed design of Fig. 3 the gas turbine 35 comprises a turbine stage TS with vanes 41 attached to a vane carrier 39 and blades 40 being moved by the hot gas flowing through the hot gas path 42. Opposite to the blade tips of the blades 40, stator heat shields 47 are arranged on

an inner ring 46. The vanes 41, which comprise each an outer vane platform 38, are cooled by cooling air 44 flowing from a plenum 43 through a hole 45 into the cavity 51. According to the invention, the outer vane platform 38 and the stator heat shield 47 are designed and are adapted to one another such that air 37 leaking through the joints between the outer vane platforms 38 and the adjacent stator heat shields 47 into the hot gas path 42 is directed onto the blade crown 32 of the blades 40 flow (Fig. 3(b)). This means that cooling air is fed to the slit between adjacent stator heat shields 47 and to the blade crown of blades 40 through a minimum possible distance.

This direct cooling of them blade crowns and stator heat shield slits is implemented by providing a projection 36 situated on the rear wall of the outer vane platform 38. To get the end of projection 36 close to the blades 40 to a maximum extent, a special recess 58 is provided in the stator heat shields 47. The stator heat shield 47 is cooled in the same way as shown in Fig. 2, i.e. cooling air enters into the cavity 49, passes through holes 52 in the stator heat shield 47 and is discharged through holes 48 and 50.

Also, the vane 41 is cooled similarly to the vane 21 in Fig. 2; however, the blade crown of the blades 40 is cooled more effectively, because air jets from holes 53 running through the projection 36 bring the cooling air close to the blade to the maximum extent, so that they have no time to lose their energy and to be washed out with hot gas from the hot gas path 42.

Another advantage of the proposed design is that the cooling air, which is supplied to holes 53, has already passed through holes 54 of a perforated sheet and cooled a portion of the outer vane platform 38. Thus, as the blade crown is cooled with cooling air, which has already been used for cooling another part, turbine efficiency is improved.

The projection 36 on the outer vane platform 38 results in still another advantage of the proposed design (see Fig. 4). It enables the interstice 59 between adjacent

stator heat shields 47 (Fig. 4(b)) to be blown through with powerful air jets spurting from slits 57 arranged precisely in the middle between adjacent stator heat shields 47 in circumferential direction. These jets protect the side surfaces of the stator heat shields 47 and the sealing plates 55 between these stator heat shields 47 against negative hot gas effects. In addition to the supply of utilized air by holes 53 to the blade crowns and through slits 57 into the interstices 59 between adjacent stator heat shields 47, a further supply of utilized air supply may be provided through holes 56.

In summary, the proposed design has the following advantages:

1. The proposed shapes of both the stator heat shields 47 and the projection 36 made in the outer vane platform 38 make it possible to bring cooling air jets very close to the blade crowns of blades 40. This improves the effectiveness of the cooling of these elements substantially.
2. To cool the stator heat shields 47 and blade crowns, air that has already been used for cooling the vanes 41, is used. This dual use of cooling air has improved the turbine efficiency.
3. The interstice 59 between adjacent stator heat shields 47 is blown through effectively.
4. Leaking air 37 from cavities 49 and 51 within the joint zones with inner rings 46 and vane carrier 39 (see Fig. 3) is successfully used for cooling due to exiting nearer to the blade crowns.

Thus, a combination using mutually adapted beneficial shapes of the stator heat shields 47 and the projection 36 (see Figure 3) in connection with utilization of cooling air discharged from the outer vane platform 38 makes it possible to create a modern turbine with good performance and continuous blade life time.

## LIST OF REFERENCE NUMERALS

|          |  |
|----------|--|
| 10,35    | gas turbine  |
| 11       | compressor   |
| 12,16    | fuel supply  |
| 13       | burner   |
| 14,17    | combustion chamber   |
| 15       | high-pressure turbine                                      |
| 18       | low-pressure turbine                                       |
| 19,39    | vane carrier (stator)                                      |
| 20,40    | blade  |
| 21,41    | vane   |
| 23,43    | plenum   |
| 24,44    | cooling air  |
| 25,45    | hole   |
| 26,46    | inner ring   |
| 27,47    | stator heat shield   |
| 28,48    | hole   |
| 29,49    | cavity   |
| 30,50,52 | hole   |
| 31,51    | cavity   |
| 32       | blade crown  |
| 33,55    | sealing plate  |
| 34       | hot gas  |
| 36       | projection   |
| 37       | leaking air (at joint between stator heat shield and vane) |
| 38       | outer vane platform  |
| 42       | hot gas path   |
| 53,54,56 | hole   |
| 57       | slit   |
| 58       | recess   |
| 59       | interstice   |
| MA       | machine axis   |
| TS       | turbine stage  |

## Claims

1. Gas turbine (35) of the axial flow type, comprising a rotor with alternating rows of air-cooled blades (40) and rotor heat shields, and a stator with alternating rows of air-cooled vanes (41) and stator heat shields (47) mounted on a vane carrier (39), whereby the stator coaxially surrounds the rotor to define a hot gas path (42) in between, such that the rows of blades (40) and stator heat shields (47), and the rows of vanes (41) and rotor heat shields are opposite to each other, respectively, and a row of vanes (41) and the next row of blades (40) in the downstream direction define a turbine stage (TS), and whereby the blades (40) of the turbine stage (TS) are each provided with a blade crown (32) at their tips and the vanes (41) of the turbine stage (TS) are each provided with an outer vane platform (38), characterised in that the stator heat shields (47) and outer vane platforms (38) within the turbine stage (TS) are adapted to one another such that air (37) leaking through the joints between the outer vane platforms (38) and the adjacent stator heat shields (47) into the hot gas path (42) is directed onto the blade crown (32) of the blades (40).

2. Gas turbine according to claim 1, characterised in that the outer vane platforms (38) and the adjacent stator heat shields (47) are adapted to one another by providing each of the outer vane platforms (38) with a downstream projection (36) at its rear wall, which projection (36) extends downstream to the leading edge of the blade crowns (32) and into a respective recess (58) at the adjacent stator heat shield (47).

3. Gas turbine according to claim 2, characterised in that the stator heat shields (47) within the turbine stage (TS) are cooled by introducing cooling air into a cavity (49) on the backside of each stator heat shield (47), which cooling air is discharged into the hot gas path (42) through holes (48, 50) at the downstream and upstream side of the stator heat shield (47).

4. Gas turbine according to claim 3, characterised in that the vanes (41) within the turbine stage (TS) are cooled by introducing cooling air (44) through a hole (45) into a cavity (51) on the backside of the outer vane platform (38) of each vane (41), and jets of cooling air are directed onto the blade crowns (32) from said cavity (51) by means of holes (53) running downstream through said projection (36).

5. Gas turbine according to claim 4, characterised in that the outer vane platform (38) of the vanes (41) is configured such that the cooling air flowing through said holes (53) in said projection (36) has already been used before to cool the respective vane (41).

6. Gas turbine according to claim 4 or 5, characterised in that slits (57) are provided running downstream through said projection (36) to direct cooling air precisely into the interstice (59) between stator heat shields (47) being adjacent in the circumferential direction.

7. Gas turbine according to claim 6, characterised in that additional holes (56) are provided at the outer vane platforms (38) to direct cooling air from the cavity (51) on the backside of the outer vane platform (38) downstream onto the blade crowns (32) below said projection (36).

## **Abstract**

A reduction in cooling air mass flow and an improved cooling and effective thermal protection of critical parts within the turbine stages of the turbine is achieved by adapting the stator heat shields (47) and outer vane platforms (38) within the turbine stage (TS) to one another such that air (37) leaking through the joints between the outer vane platforms (38) and the adjacent stator heat shields (47) into the hot gas path (42) is directed onto the blade crown (32) of the blades (40).

(Figure 3)

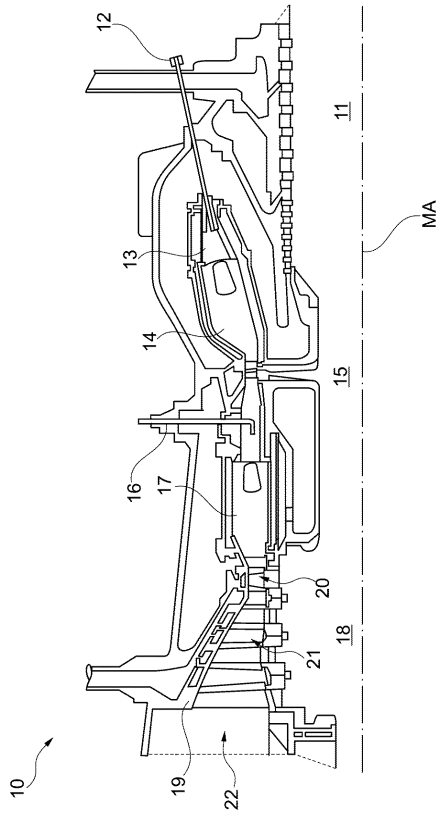


Fig. 1

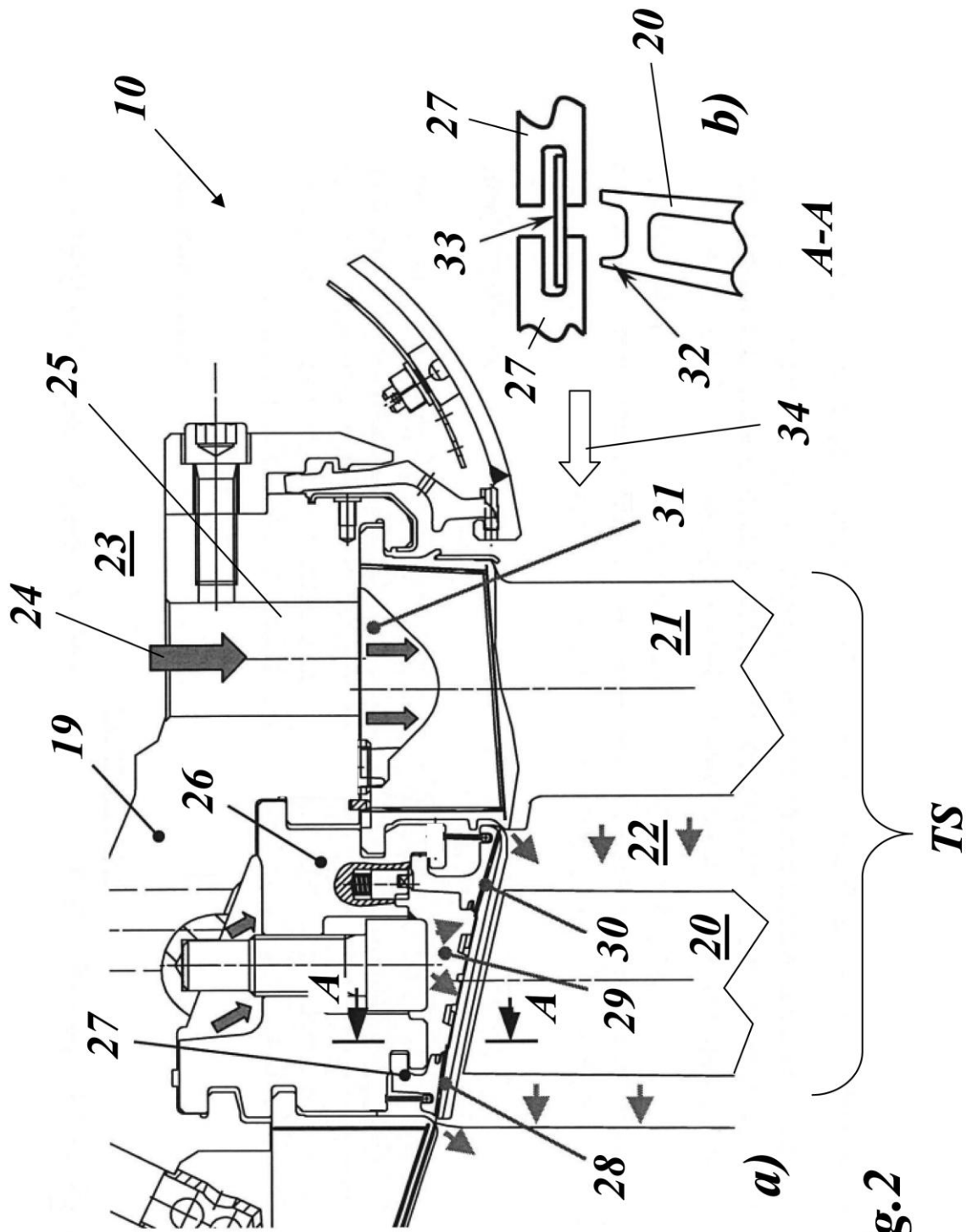


Fig. 2

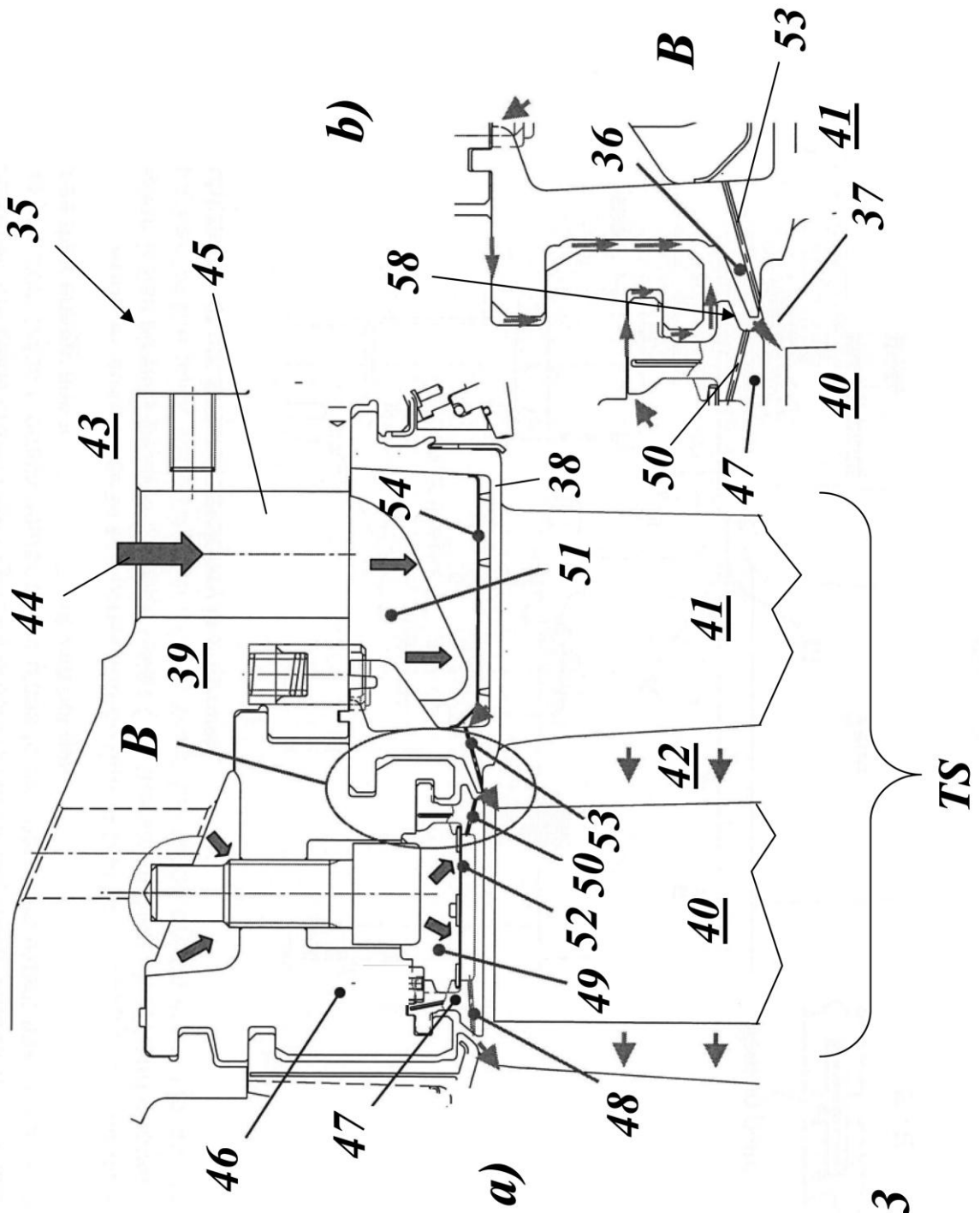


Fig.3

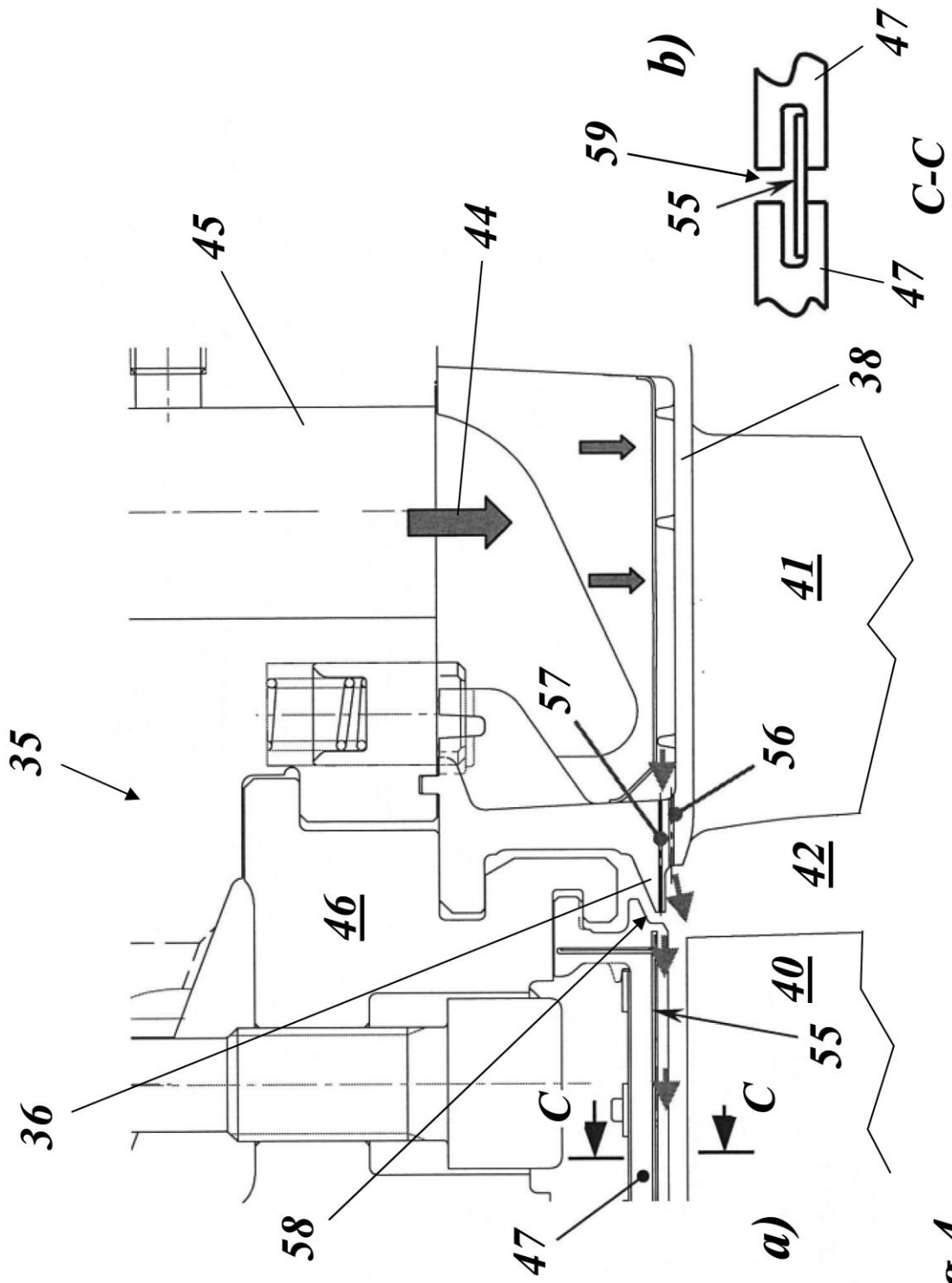


Fig.4