



(19) 대한민국특허청(KR)  
 (12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2019년04월04일  
 (11) 등록번호 10-1965986  
 (24) 등록일자 2019년03월29일

- (51) 국제특허분류(Int. Cl.)  
*F02C 7/18* (2006.01) *F01D 25/12* (2006.01)  
*F01D 5/08* (2006.01) *F01D 5/18* (2006.01)  
*F02C 6/08* (2006.01)
- (52) CPC특허분류  
*F02C 7/18* (2013.01)  
*F01D 25/12* (2013.01)
- (21) 출원번호 10-2017-7003831
- (22) 출원일자(국제) 2015년07월28일  
 심사청구일자 2017년02월10일
- (85) 번역문제출일자 2017년02월10일
- (65) 공개번호 10-2017-0031196
- (43) 공개일자 2017년03월20일
- (86) 국제출원번호 PCT/JP2015/071418
- (87) 국제공개번호 WO 2016/031475  
 국제공개일자 2016년03월03일
- (30) 우선권주장  
 JP-P-2014-175185 2014년08월29일 일본(JP)
- (56) 선행기술조사문헌  
 JP11081904 A\*  
 WO2010001655 A1\*

\*는 심사관에 의하여 인용된 문헌

전체 청구항 수 : 총 5 항

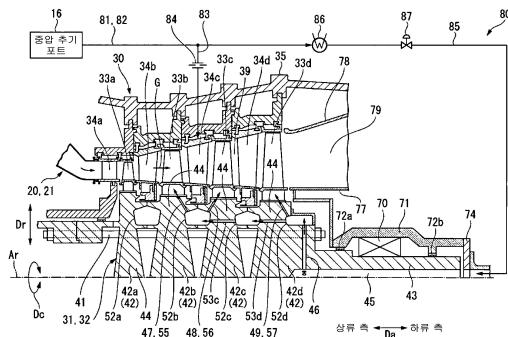
심사관 : 이택상

(54) 발명의 명칭 가스 터빈

**(57) 요 약**

터빈(30)의 로터 축(32)에는 축 방향 통로(45)와 강제 와류 통로(46)와 제1날개 열 통로(47)와 제2날개 열 통로(48)가 형성되어 있다. 축 방향 통로(45)는 압축기의 초기 포트(16)로부터의 냉각 공기가 유입하고, 축 방향(Da)으로 연장한다. 강제 와류 통로(46)는 축 방향 통로(45)에 접속되어, 축 방향 통로(45)와의 접속부에서 축 선(Ar)에 대한 지름 방향 외측으로 연장한다. 제1날개 열 통로(47)는 강제 와류 통로(46)에 따른 지름 방향 외측의 단부에 접속되고, 여러 개의 운동 날개 열 중 제1운동 날개 열(33b)에 냉각 공기를 이끈다. 제2날개 열 통로(48)는 강제 와류 통로(46)에 따른 지름 방향 외측의 단부에 접속되고, 여러 개의 운동 날개 열 중 제2운동 날개 열(33c)에 냉각 공기를 이끈다.

**대 표 도**



(52) CPC특허분류

*F01D 5/08* (2013.01)

*F01D 5/18* (2013.01)

*F02C 6/08* (2013.01)

---

## 명세서

### 청구범위

#### 청구항 1

공기를 압축하는 압축기와,

상기 압축기에서 압축된 공기 중에서 연료를 연소시켜 연소 가스를 생성하는 연소기와,

상기 연소 가스에 의해 구동하는 터빈과,

중압 추기관

을 구비하고,

상기 압축기는, 상기 압축기의 중간단에서 공기를 냉각 공기로서 초기하는 초기 포트를 가지고,

상기 터빈은 로터 축과, 상기 로터 축의 외주에 설치된 여러 개의 운동 날개를 구비하여 상기 로터 축의 축 방향으로 나열하는 여러 개의 운동 날개 열과, 여러 개의 상기 운동 날개 열마다의 축 방향 상류 측에 배치되어 있는 여러 개의 고정 날개 열을 가지고,

상기 중압 추기관은, 상기 초기 포트에 접속되어 있는 중압 초기 본관과, 상기 중압 초기 본관에 접속되어 있는 고정 날개용 중압 초기관 및 운동 날개용 중압 초기관을 가지고,

상기 로터 축에는,

상기 운동 날개용 중압 초기관에 연통하고, 상기 축 방향으로 연장하는 축 방향 통로와,

상기 축 방향 통로에 접속되어 상기 축 방향 통로와의 접속부에서 상기 로터 축의 지름 방향 외측으로 연장하는 강제 와류 통로와,

상기 강제 와류 통로에 따른 지름 방향 외측의 단부에 접속되어, 여러 개의 상기 운동 날개 열 중 제1운동 날개 열에 상기 냉각 공기를 인도하는 제1날개 열 통로와,

상기 강제 와류 통로에 따른 지름 방향 외측의 단부에 접속되어, 여러 개의 상기 운동 날개 열 중 제2운동 날개 열에 상기 냉각 공기를 인도하는 제2날개 열 통로가 형성되고,

여러 개의 상기 고정 날개 열 중, 상기 축 방향에 따른 상기 제1운동 날개 열과 상기 제2운동 날개 열 사이의 고정 날개 열에는, 상기 고정 날개용 중압 초기관이 접속되어 있는

가스 터빈.

#### 청구항 2

제1항에 기재된 가스 터빈에 있어서,

상기 강제 와류 통로는 여러 개의 상기 운동 날개 열 중에서, 상기 축 방향에 따른 연소 가스의 흐름 중 가장 하류 측에 배치되어 있는 제3운동 날개 열의 하류 측에 형성되어 있는

가스 터빈.

#### 청구항 3

제1항에 기재된 가스 터빈에 있어서,

상기 제2날개 열 통로를 통과하는 상기 냉각 공기의 압력을 조절하는 수단을 가지는

가스 터빈.

#### 청구항 4

제1항에 기재된 가스 터빈에 있어서,

상기 로터 축에는, 상기 강제 와류 통로에 따른 지름 방향 외측의 단부에 접속되고, 여러 개의 상기 운동 날개 열 중에서, 상기 축 방향에 따른 연소 가스의 흐름의 가장 하류 측에 배치되어 있는 제3운동 날개 열에 상기 냉각 공기를 인도하는 제3날개 열 통로가 형성되어 있는

가스 터빈.

#### 청구항 5

제4항에 기재된 가스 터빈에 있어서,

상기 제3날개 열 통로를 통과하는 상기 냉각 공기의 압력을 조절하는 수단을 가지는

가스 터빈.

#### 청구항 6

삭제

#### 청구항 7

삭제

### 발명의 설명

#### 기술 분야

[0001] 본 발명은 가스 터빈에 관한 것이다.

[0002] 본 출원은 2014년 8월 29일에 일본국에 출원된 일본 특허출원 제2014-175185호에 의거하여 우선권을 주장하고, 그 내용을 이곳에 원용한다.

#### 배경기술

[0003] 가스 터빈은 대기를 압축하여 압축 공기를 생성하는 압축기와, 이 압축 공기 중에서 연료를 연소시켜 연소 가스를 생성하는 연소기와, 연소 가스에 의해 구동하는 터빈을 구비하고 있다. 터빈은 축선을 중심으로 하여 회전하는 터빈 로터와 터빈 로터를 덮는 터빈 차실을 가지고 있다. 터빈 로터는 축선을 중심으로 하여 축선이 연장하는 축 방향으로 연재하는 로터 축과 이 로터 축에 고정되어 있는 여러 개의 운동 날개 열을 가진다. 여러 개의 운동 날개 열은 축 방향으로 나열되어 있다. 운동 날개 열은 축선을 기준으로 한 원주 방향으로 배열하는 여러 개의 운동 날개를 가지고 있다.

[0004] 터빈의 운동 날개는 고온의 연소 가스에 접하기 때문에, 어떠한 방법으로 냉각하는 경우가 많다. 예를 들어, 이하의 특허문헌 1에서는 압축기에서 초기한 공기를 운동 날개의 냉각 공기로서 이용하고 있다. 이 특허문헌 1에 기재한 로터 축에는 압축기로부터의 냉각 공기가 유입하는 축 방향으로 긴 공동인 로터 보어 튜브와, 제1단 운동 날개 열과 제2단 운동 날개 열 사이의 축 방향의 위치에서 로터 보어 튜브에서 지름 방향 외측을 향하여 연장하는 제1강제 와류 발생용 통로와, 제2단 운동 날개 열과 제3단 운동 날개 열 사이의 축 방향의 위치에서 로터 보어 튜브에서 지름 방향 외측을 향하여 연장하는 제2강제 와류 발생용 통로와, 제1강제 와류 발생용 통로를 통과한 냉각 공기를 제1단 운동 날개 열로 인도하는 제1통로와, 제2강제 와류 발생용 통로를 통과한 냉각 공기를 제2단 운동 날개 열로 인도하는 제2통로가 형성되어 있다.

### 선행기술문헌

#### 특허문헌

[0005] (특허문헌 0001) 일본 공개특허공보 제2009-275705호

### 발명의 내용

#### 해결하려는 과제

[0006] 상기 특허문현 1에 기재된 기술에서는 압축기로부터의 냉각 공기를 공급하는 여러 개의 운동 날개 열마다 지름 방향 측으로 연장하는 통로를 형성하고 있다. 이 때문에, 상기 특허문현 1에 기재한 기술에서는 로터 축이 신장화하고, 터빈 로터의 진동 특성이 저하함과 동시에 터빈의 공력 성능이 저하한다고 하는 문제점이 있다.

[0007] 그래서, 본 발명은 압축기로부터의 냉각 공기로 운동 날개를 냉각하면서도 로터의 진동 특성의 저하를 억제할 수 있는 가스 터빈을 제공하는 것을 목적으로 한다.

### 과제의 해결 수단

[0008] 상기 문제점을 해결하기 위한 발명에 관한 제1형태로서의 가스 터빈은

공기를 압축하는 압축기와, 상기 압축기에서 압축된 공기 중에서 연료를 연소시켜 연소 가스를 생성하는 연소기 와, 상기 연소 가스에 의해 구동하는 터빈을 구비하고, 상기 압축기는 상기 압축기의 중간단에서 공기를 냉각 공기로서 추기하는 추기 포트를 가지고, 상기 터빈은 로터 축과 상기 로터 축의 외주에 설치된 여러 개의 운동 날개를 구비하여 상기 로터 축의 축 방향으로 배열하는 여러 개의 운동 날개 열을 가지고, 상기 로터 축에는 상기 추기 포트에 접속되어 상기 축 방향으로 연장하는 축 방향 통로와, 상기 축 방향 통로에 접속되어 상기 축 방향 통로와의 접속부에서 상기 로터 축의 지름 방향 외측으로 연장하는 강제 와류 통로와, 상기 강제 와류 통로에 따른 지름 방향 외측의 단부에 접속되어, 여러 개의 상기 운동 날개 열 중에 제1운동 날개 열에 상기 냉각 공기를 인도하는 제1 날개 열 통로와, 상기 강제 와류 통로에 따른 지름 방향 외측의 단부에 접속되어 여러 개의 상기 운동 날개 열 중에 제2운동 날개 열에 상기 냉각 공기를 인도하는 제2날개 열 통로가 형성되어 있다.

[0010] 해당 가스 터빈에서는 로터 축에 형성되어 지름 방향으로 연장하는 강제 와류 통로의 개수를 적게 할 수 있다. 이 때문에, 해당 가스 터빈에서는 강제 와류 통로의 형성에 동반하는 로터 축의 신장화를 억제할 수 있고, 로터의 진동 특성의 악화를 억제할 수 있다. 또한, 해당 가스 터빈에서는 강제 와류 통로의 형성에 동반하는 여러 개의 단 사이의 거리의 신장화를 억제할 수 있고, 터빈의 공력 성능의 저하를 억제할 수 있다.

[0011] 또한, 상기 문제점을 해결하기 위한 발명에 관한 제2형태로서의 가스 터빈은,

[0012] 상기 강제 와류 통로는 여러 개의 상기 운동 날개 열 중에서, 상기 축 방향에 따른 연소 가스의 흐름의 가장 하류 측에 배치되어 있는 제3운동 날개 열의 하류 측에 형성되어도 된다. 이 경우, 상기 제1운동 날개 열 및 상기 제2운동 날개 열은 여러 개의 상기 운동 날개 열 중에서 가장 하류 측인 제3운동 날개 열보다도 상류 측에 설치되어 있다.

[0013] 해당 가스 터빈에서는 모든 단 사이의 거리의 신장화를 억제할 수 있다. 또한, 해당 가스 터빈에서는 로터 축을 분해하지 않아도 강제 와류 통로의 지름 방향 외측 단부에 접속할 수 있다. 따라서, 해당 가스 터빈에서는 강제 와류 통로의 지름 방향 외측 단부에 쓰레기 등의 이물질이 고여도 이것을 용이하게 회수할 수 있다.

[0014] 또한, 상기 제1 또는 제2형태의 상기 가스 터빈에서, 상기 추기 포트와 상기 축 방향 통로를 접속하는 추기관과, 상기 추기관에 접속된 추기 분기관과, 상기 추기 분기관에 접속되어 상기 추기 분기관을 흘러온 상기 냉각 공기에 상기 로터 축의 회전 방향의 속도 성분을 부여하는 예선회 노즐을 구비하고, 상기 로터 축에는 여러 개의 상기 운동 날개 열 중에서 상기 축 방향에 따른 상기 연소 가스의 흐름의 가장 하류 측에 배치되어 있는 제3운동 날개 열에 상기 예선회 노즐을 통과한 상기 냉각 공기를 인도하는 제3날개 열 통로가 형성되어 있어도 된다.

[0015] 해당 가스 터빈에서는 제1운동 날개 열 및 제2운동 날개 열을 냉각하는 냉각 공기를 강제 와류 통로에 유입시키고 있다. 그러나, 해당 가스 터빈에서는 제3운동 날개 열을 냉각하는 냉각 공기에 관하여, 강제 와류 통로에 유입시키지 않고 예선회 노즐을 통과시킴으로써 선회시켜 터빈 로터의 회전 저항을 줄이고 있다. 따라서, 해당 가스 터빈에서는 단일 추기 포트로부터의 추기를 냉각 공기로서 이용함으로써 냉각 공기 계통을 간략화하면서, 터빈 로터의 회전 저항이 작아지고 가스 터빈의 효율을 높일 수 있다.

[0016] 또한, 상기 제1 또는 제2형태의 상기 가스 터빈에서, 상기 압축기에는 상기 추기 포트인 제1추기 포트보다도 상기 압축기 내의 상기 공기의 흐름의 상류 측에 따른 중간단으로부터의 공기를 냉각 공기로서 추기하는 제2추기 포트가 형성되고, 상기 로터 축에는 상기 제2추기 포트로부터의 상기 냉각 공기가 유입하고, 상기 축 방향 통로인 제1축 방향 통로보다도 지름 방향 외측에서, 상기 축 방향으로 연장하는 제2축 방향 통로와, 여러 개의 상기 운동 날개 열 중에서, 상기 축 방향에 따른 무엇보다 상기 연소 가스의 흐름의 하류 측에 배치되어 있는 제3운동 날개 열보다도 하류 측에서, 상기 제2축 방향 통로에 접속되어, 상기 제2축 방향 통로와의 접속부에서 지름 방향 외측으로 연장하는 제2강제 와류 통로와, 상기 제2강제 와류 통로에 따른 지름 방향 외측의 단부에 접속되

고, 상기 제3운동 날개 열에 상기 냉각 공기를 인도하는 제3날개 열 통로가 형성되어 있어도 된다.

[0017] 여러 개의 운동 날개 열 중에서 최하류에 배치되어 있는 제3운동 날개 열에는 제1운동 날개 열이나 제2운동 날개 열에 공급하는 냉각 공기의 압력보다도 낮은 압력의 냉각 공기라도 공급할 수 있다. 게다가, 해당 가스 터빈에서는 압축기에서 추기한 공기를 회전하는 로터 축에 유입시켜, 이 로터 축 중에서 냉각 공기의 강제 와류를 발생시킴으로써, 냉각 공기의 압력을 높이고 나서 제3운동 날개 열에 공기 공급하고 있다. 이 때문에, 해당 가스 터빈에서는 제1추기 포트로부터의 공기보다도 저압의 공기를 제2추기 포트에서 냉각 공기로서 추기하고, 이것을 제3운동 날개 열의 냉각 공기로서 이용할 수 있다. 따라서, 해당 가스 터빈에서는 압축기에서 제3운동 날개 열의 냉각용 공기의 압축비를 작게 할 수 있는 결과, 압축기의 구동력을 억제하고 가스 터빈의 효율을 높일 수 있다.

### 발명의 효과

[0018] 본 발명의 일 형태에 의하면 압축기로부터의 냉각 공기로 운동 날개를 냉각하면서도 로터 축의 신장화를 억제하여 로터의 진동 특성의 저하를 억제할 수 있다.

### 도면의 간단한 설명

[0019] 도 1은 본 발명에 관한 제1실시형태에 따른 가스 터빈의 주요부 노치 전체 측면도이다.

도 2는 본 발명에 관한 제1실시형태에 따른 가스 터빈의 주요부 단면도이다.

도 3은 본 발명에 관한 제1실시형태에 따른 냉각 공기의 흐름 및 그 상태량을 나타내는 설명도이다.

도 4는 강제 와류 통로가 형성되어 있는 회전체를 나타내고, 동일 도의 (A)는 회전체의 정면도이며, 동일 도의 (B)는 동일 도의 (A)에 따른 B-B선 단면도이다.

도 5는 본 발명에 관한 제2실시형태에 따른 가스 터빈의 주요부 단면도이다.

도 6은 본 발명에 관한 제2실시형태에 따른 예 선회 노즐의 주요 부분 사시도이다.

도 7은 본 발명에 관한 제2실시형태에 따른 냉각 공기의 흐름 및 그 상태량을 나타내는 설명도이다.

도 8은 본 발명에 관한 제3실시형태에 따른 가스 터빈의 주요부 단면도이다.

도 9는 도 8에 따른 VIII선 단면도이다.

도 10은 본 발명에 관한 제3실시형태에 따른 냉각 공기의 흐름 및 그 상태량을 나타내는 설명도이다.

도 11은 본 발명에 관한 제3실시형태의 변형예에 따른 가스 터빈의 주요부 단면도이다.

### 발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

[0020] 이하 본 발명에 관한 가스 터빈의 각종 실시형태에 대하여 도면을 참조하여 소상하게 설명한다.

[제1실시형태]

[0022] 본 발명에 관한 가스 터빈의 제1실시형태에 대하여 도 1~도 4를 참조하여 설명한다.

[0023] 본 실시형태의 가스 터빈은 도 1에 나타낸 바와 같이, 공기를 압축하는 압축기(10)와, 압축기(10)로 압축된 공기 중에서 연료를 연소시켜 연소 가스를 생성하는 연소기(20)와, 연소 가스에 의해 구동하는 터빈(30)과, 압축기(10)에서 추기한 공기를 냉각 공기로서 터빈(30)에 보내는 추기 라인(80)을 구비하고 있다.

[0024] 압축기(10)는 도 1 및 도 2에 나타낸 바와 같이 축선(Ar)을 중심으로 하여 회전하는 압축기 로터(11)와, 압축기 로터(11)를 덮는 압축기 차실(15)과, 여러 개의 고정 날개 열(14)을 가진다. 또한, 이하에서는 축선(Ar)이 연장하는 방향을 축 방향(Da), 이 축 방향(Da)의 일방측을 상류 측, 타방측을 하류 측이라고 한다. 이 상류 측은 압축기(10) 내의 공기의 흐름의 상류 측이기도 하고, 터빈(30) 내의 연소 가스의 흐름의 상류 측이기도 하다. 따라서, 이 하류 측은 압축기(10) 내의 공기의 흐름의 하류 측이기도 하고, 터빈(30) 내의 연소 가스의 흐름의 하류 측이기도 하다. 또한, 이 축선(Ar)을 중심으로 한 원주 방향을 단순히 원주 방향(Dc)으로 하고, 축선(Ar)에 대하여 수직인 방향을 지름 방향(Dr)이라고 한다. 압축기로터(11)는 그 축선(Ar)을 중심으로 하여 축선 방향(Da)으로 연장하는 로터 축(12)과, 이 로터 축(12)에 설치되어 있는 여러 개의 운동 날개 열(13)을 가진다. 여러 개의 운동 날개 열(13)은 축 방향(Da)으로 나열되어 있다. 각 운동 날개 열(13)은, 어느 것이나 원주 방

향(Dc)으로 나열되어 있는 여러 개의 운동 날개로 구성되어 있다. 복수의 운동 날개 열(13)의 각 하류 측에는, 고정 날개 열(14)이 배치되어 있다. 각 고정 날개 열(14)은 압축기 차실(15)의 내측에 설치되어 있다. 각 고정 날개 열(14)은, 어느 것이나 원주 방향(Dc)으로 나열되어 있는 여러 개의 고정 날개로 구성되어 있다. 로터 축(12)의 지름 방향 외주측과 압축기 차실(15)의 지름 방향 내주측 사이인, 축 방향(Da)으로 고정 날개 열(14) 및 운동 날개 열(13)이 배치되어 있는 영역의 환상의 공간은 공기가 흐르면서 압축되는 공기 압축 유로(19)를 이룬다. 즉, 이 압축기(10)는 축류 다단 압축기이다. 압축기 차실(15)에서 중간단에 대응하는 위치에는 중압 추기 포트(16)가 형성되어 있다.

[0025] 터빈(30)은 축선(Ar)을 중심으로 하여 회전하는 터빈 로터(31)와, 터빈 로터(31)를 덮는 터빈 차실(35)과, 여러 개의 고정 날개 열(34)을 가지고 있다. 연소기(20)는 이 터빈 차실(35)의 상류 측 부분에 고정되어 있다. 터빈 로터(31)는 그 축선(Ar)을 중심으로 하여 축선 방향(Da)으로 연장하는 로터 축(32)과, 이 로터 축(32)에 설치되어 있는 여러 개의 운동 날개 열(33)을 가진다. 여러 개의 운동 날개 열(33)은 축 방향(Da)으로 나열되어 있다. 각 운동 날개 열(33)은, 어느 것이나 원주 방향(Dc)으로 나열되어 있는 여러 개의 운동 날개로 구성되어 있다. 복수의 운동 날개 열(33)의 각 상류 측에는, 고정 날개 열(34)이 배치되어 있다. 각 고정 날개 열(34)은 터빈 차실(35)의 내측에 설치되어 있다. 각 고정 날개 열(34)은 어느 것이나 원주 방향(Dc)으로 나열되어 있는 여러 개의 고정 날개로 구성되어 있다. 로터 축(32)의 외주측과 터빈 차실(35)의 내주측 사이인, 축 방향(Da)으로 고정 날개 열(34) 및 운동 날개 열(33)이 배치되어 있는 영역의 환상의 공간은 연소기(20)로부터의 연소 가스(G)가 흐르는 연소 가스 유로(39)를 이룬다.

[0026] 본 실시형태의 터빈(30)의 단수는 4단이다. 이 때문에, 본 실시형태의 터빈(30)은 고정 날개 열(34)로서, 제1단 고정 날개 열(34a), 제2단 고정 날개 열(34b), 제3단 고정 날개 열(34c), 제4단 고정 날개 열(34d)이 있다. 또한, 본 실시형태의 터빈(30)은, 운동 날개 열(33)로서는, 제1단 운동 날개 열(33a), 제2단 운동 날개 열(33b), 제3단 운동 날개 열(33c), 제4단 운동 날개 열(33d)이 있다.

[0027] 연소기(20)는 터빈 차실(35)의 상류 측 부분에 고정되어 있다. 이 연소기(20)는 고온 고압의 연소 가스(G)를 터빈(30)의 연소 가스 유로(39) 내로 송출하는 연소통(또는 꼬리통)(21)과, 이 연소통(21) 내에 압축기(10)에서 압축된 공기와 함께 연료를 분사하는 연료 분사기(22)를 가진다.

[0028] 압축기 로터(11)와 터빈 로터(31)는 동일 축선(Ar) 상에 위치하고 서로 연결되어 가스 터빈 로터(1)를 이룬다. 또한 압축기 차실(15)과 터빈 차실(35)은 서로 연결되어 가스 터빈 차실(5)을 이룬다.

[0029] 초기 라인(80)은 중압 초기관(81)과, 이 중압 초기관(81)에 설치되어 있는 냉각기(86)와, 중압 초기관(81)에 설치되어 있는 공기 조절 밸브(87)와, 중압 초기관(81)에 설치되어 있는 공기 조절기(84)를 가진다. 중압 초기관(81)은 압축기(10)의 중압 초기 포트(16)에 접속되어 있는 중압 초기 본관(82)과, 중압 초기 본관(82)에 접속되어 있는 고정 날개용 중압 초기관(83) 및 운동 날개용 중압 초기관(85)을 가진다.

[0030] 고정 날개용 중압 초기관(83)은 터빈 차실(35)에서 터빈(30)의 중간단에 대응하는 위치에 접속되어 있다. 이 고정 날개용 중압 초기관(83)에는 이곳을 통하는 공기의 압력 및 유량을 조절하기 위한 오리피스 등의 공기 조절기(84)가 설치되어 있다. 또한 이 공기 조절기(84)는 조절 밸브여도 된다. 운동 날개용 중압 초기관(85)은 로터 축(32)에 접속되어 있다. 이 운동 날개용 중압 초기관(85)에 상술한 냉각기(86) 및 공기 조절 밸브(87)가 설치되어 있다. 냉각기(86)는 이 운동 날개용 중압 초기관(85)을 통하는 공기를 냉각한다. 공기 조절 밸브(87)는 이 운동 날개용 중압 초기관(85)을 통하는 공기의 유량을 조절한다. 또한, 냉각기(86)는 중압 초기 본관(82)에 설치되어 있어도 된다.

[0031] 터빈 로터(31)의 로터 축(32)은 도 2에 나타낸 바와 같이, 여러 개의 로터 디스크(42)를 가진다. 여러 개의 로터 디스크(42)는 축 방향(Da)으로 나열되고, 이들을 축 방향(Da)으로 관통하는 스핀들 볼트(41)에 의해 상호 연결되어 있다. 본 실시형태의 터빈(30)은 로터 디스크(42)로서, 제1디스크(42a), 제2디스크(42b), 제3디스크(42c), 제4디스크(42d)가 있다. 여러 개의 로터 디스크(42)의 각각에는 하나의 운동 날개 열(33)이 설치되어 있다. 즉, 제1디스크(42a)에는 제1단 운동 날개 열(33a)이 설치되고, 제2디스크(42b)에는 제2단 운동 날개 열(33b)이 설치되며, 제3디스크(42c)에는 제3단 운동 날개 열(33c)이 설치되고, 제4디스크(42d)에는 제4단 운동 날개 열(33d)이 설치되어 있다.

[0032] 로터 축(32)은 베어링(70)으로 지지되는 소경부(43)와, 소경부(43)의 외경보다도 큰 외경에서 외주에 여러 개의 운동 날개 열(33)이 설치되어 있는 대경부(44)를 가진다. 소경부(43)는 대경부(44)의 하류 측에 설치되어 있다. 베어링(70)은 그 외주측이 베어링 커버(71)로 덮여 있다. 이 베어링 커버(71)의 내주측인 베어링(70)보

다도 상류 측에는 로터 축(32)의 소경부(43) 사이를 봉인하는 상류 측 실 부재(72a)가 설치되며, 베어링(70)보다도 하류 측에는 로터 축(32)의 소경부(43) 사이를 봉인하는 하류 측 실 부재(72b)가 설치되어 있다.

[0033] 로터 축(32)의 대경부(44)의 하류 측인, 소경부(43)의 외주측에는 축선(Ar)을 중심으로 하여 원통상의 내측 디퓨저(77)가 배치되고, 이 내측 디퓨저(77)의 외주측에는 축선(Ar)을 중심으로 하여 원통상의 외측 디퓨저(78)가 배치되어 있다. 내측 디퓨저(77) 및 외측 디퓨저(78)는 모두 터빈 차실(35)에 직접 또는 간접적으로 고정되어 있다. 내측 디퓨저(77)의 외주측과 외측 디퓨저(78)의 내주측 사이의 환상의 공간은 연료 가스 유로(39)에서 흘러 나온 연소 가스가 흐르는 연소 가스 배기 유로(79)를 이룬다.

[0034] 로터 축(32)에는 중압 초기 포트(16)로부터의 냉각 공기가 유입하고, 축 방향(Da)으로 연장하는 축 방향 통로(45)와, 축 방향 통로(45)에 접속되어 지름 방향 외측으로 연장하는 강제 와류 통로(46)와, 강제 와류 통로(46)를 통과한 냉각 공기를 제2단 운동 날개 열(33b)(제1운동 날개 열)로 인도하는 제2단 날개 열 통로(47)(제1날개 열 통로)와, 강제 와류 통로(46)를 통과한 냉각 공기를 제3단 운동 날개 열(33c)(제2운동 날개 열)로 인도하는 제3단 날개 열 통로(48)(제2날개 열 통로)와, 강제 와류 통로(46)를 통과한 냉각 공기를 제4단 운동 날개 열(33d)(제3운동 날개 열)로 인도하는 제4단 날개 열 통로(49)(제3날개 열 통로)가 형성되어 있다. 축 방향 통로(45)는 소경부(43)의 하류 단에서 개구하고, 대경부(44)의 하류부의 위치까지 축 방향(Da)으로 연장하고 있다. 이 축 방향 통로(45)는 축선(Ar)을 중심으로 한 원주상의 통로이다. 제2단 날개 열 통로(47), 제3단 날개 열 통로(48), 제4단 날개 열 통로(49), 강제 와류 통로(46)는 모두 로터 축(32)의 대경부(44)에 형성되어 있다. 강제 와류 통로(46)는 대경부(44) 중에서 최하류의 제4단 운동 날개 열(33d)보다도 하류 측 위치에 형성되어 있다. 제2단 날개 열 통로(47), 제3단 날개 열 통로(48), 제4단 날개 열 통로(49)는 모두 강제 와류 통로(46)의 지름 방향 외측의 단부에 접속되어 있다.

[0035] 또한, 본 출원의 명세서 및 청구 범위에서 「A와 B가 접속되어 있다」란 A에서 B로, 또는 B에서 A로 공기가 흐르도록 구성되어 있는 상태를 말한다.

[0036] 또한, 본 출원의 명세서 및 청구 범위에서 「강제 와류 통로(Forced Vortex Passage)」란 회전체에 설치된 유체의 통로로서, 유체를 회전체와 동일한 원주 속도로 선회시키면서 지름 방향 외측 또는 내측으로 보내는 유로를 말한다. 이와 같은 유로로서는, 도 4에 나타낸 바와 같은 로터 디스크 등의 회전체(R)의 지름 방향으로 직선상에 설치되며, 지름 방향으로 상이한 위치 상호를 접속하는 구멍(H)이 일반적이다. 그러나, 강제 와류 통로는 이것에 한정되는 것은 아니며, 구멍이 완곡한 형상이어도 되고, 디스크에 설치되어 지름 방향으로 연장하는 통상 부재나 원심 압축기와 같이 디스크에서 축 방향으로 돌출한 날개 부재로 강제 와류 통로를 형성해도 된다.

[0037] 로터 축(32)의 대경부(44) 중의 통로에 대하여 보다 상세하게 설명한다.

[0038] 제1디스크(42a)와 제2디스크(42b) 사이에는 제1캐비티(52a)가 형성되어 있다. 제2디스크(42b)와 제3디스크(42c) 사이에는 제2캐비티(52b)가 형성되어 있다. 제3디스크(42c)와 제4디스크(42d) 사이에는 제3캐비티(52c)가 형성되어 있다. 제4디스크(42d) 중의 하류 측 부분에는 제4캐비티(52d)가 형성되어 있다. 제1캐비티(52a), 제2캐비티(52b), 제3캐비티(52c) 및 제4캐비티(52d)는 모두 축선(Ar)을 중심으로 한 환상의 공간이다. 제4캐비티(52d)는 축 방향(Da)으로 강제 와류 통로(46)가 형성되어 있는 위치에 형성되어 있고, 이 강제 와류 통로(46)의 지름 방향 외측의 단부와 접속되어 있다. 제4디스크(42d)에는 제4디스크 통로(53d)와 제4단 연통로(57)가 형성되어 있다. 제4디스크 통로(53d)는 축 방향(Da)으로 연장하여 제4캐비티(52d)와 제3캐비티(52c)를 연통시킨다. 제4단 연통로(57)는 제4캐비티(52d)와 제4단 운동 날개 열(33d)의 설치 위치를 연통시킨다. 제3디스크(42c)에는 제3디스크 통로(53c)와 제3단 연통로(56)가 형성되어 있다. 제3디스크 통로(53c)는 축 방향(Da)으로 연장하여 제2캐비티(52b)와 제3캐비티(52c)를 연통시킨다. 제3단 연통로(56)는 제2캐비티(52b)와 제3단 운동 날개 열(33c)의 설치 위치를 연통시킨다. 제2디스크(42b)에는 제2캐비티(52b)와 제2단 운동 날개 열(33b)의 설치 위치를 연통시키는 제2단 연통로(55)가 형성되어 있다.

[0039] 제4단 날개 열 통로(49)는 제4캐비티(52d)와 제4단 연통로(57)로 형성되어 있다. 제3단 날개 열 통로(48)는 제4캐비티(52d)와 제4디스크 통로(53d)와 제3캐비티(52c)와 제3디스크 통로(53c)와 제2캐비티(52b)와 제3단 연통로(56)로 형성되어 있다. 제2단 날개 열 통로(47)는 제4캐비티(52d)와 제4디스크 통로(53d)와 제3캐비티(52c)와 제3디스크 통로(53c)와 제2캐비티(52b)와 제2단 연통로(55)로 형성되어 있다.

[0040] 따라서, 제4캐비티(52d)는 제4단 날개 열 통로(49), 제3단 날개 열 통로(48) 및 제2단 날개 열 통로(47)의 공통 통로를 형성한다. 또한, 제4디스크 통로(53d)와 제3캐비티(52c)와 제3디스크 통로(53c)와 제2캐비티(52b)는 제3단 날개 열 통로(48) 및 제2단 날개 열 통로(47)의 공통 통로를 형성한다.

- [0041] 로터 축(32)의 하류 단에는 로터 축(32)과 축 방향(Da)으로 간격을 두어 대향하는 축단 플랜지(74)가 배치되어 있다. 이 축단 플랜지(74)는 베어링 커버(71)에 고정되어 있다. 이 축단 플랜지(74)에는 운동 날개용 중압 추기판(85)의 단부가 고정되어 있다. 이 축단 플랜지(74)에는 운동 날개용 중압 추기판(85)의 내부와 로터 축(32)에 형성되어 있는 축 방향 통로(45)를 연통시키기 위한 관통 구멍이 형성되어 있다.
- [0042] 이어서, 이상에서 설명한 가스 터빈의 동작에 대하여 설명한다.
- [0043] 압축기(10)는 외기를 흡수하고 이것을 압축하여 압축 공기를 생성한다. 압축기(10)가 생성한 압축 공기의 일부는 연소기(20)의 연료 분사기(22)를 개재하여 연소통(21) 내에 분출된다. 또한, 연소통(21) 내에는 연료 분사기(22)로부터의 연료가 분사된다. 이 연료는 연소통(21) 내의 압축 공기 중에서 연소한다. 이 연소의 결과, 연소 가스(G)가 생성되고, 이 연소 가스(G)가 연소통(21)에서 터빈(30)의 연소 가스 유로(39) 내에 유입한다. 이 연소 가스(G)가 연소 가스 유로(39)를 통과함으로써 터빈 로터(31)는 회전한다.
- [0044] 연소 가스 유로(39) 내에 배치되어 있는 터빈(30)의 운동 날개는 고온의 연소 가스와 접촉하게 된다. 이 때문에, 본 실시형태에서는 제2단 운동 날개 열(33b), 제3단 운동 날개 열(33c), 제4단 운동 날개 열(33d)을 구성하는 운동 날개에 압축기(10)에서 초기한 공기를 냉각 공기로서 공급하여 운동 날개를 냉각한다. 또한, 본 실시 형태에서는 제3단 고정 날개 열(34c)을 구성하는 고정 날개에도 냉각 공기를 공급하여 고정 날개를 냉각한다.
- [0045] 도 3에 가스 터빈에 따른 예시적인 온도 및 압력 밸런스를 나타낸다. 압축기(10)의 중압 초기 포트(16)에 따른 공기의 압력은 10 ata이다. 또한, 연소 가스 유로(39) 중에서 제2단 고정 날개 열(34b)과 제2단 운동 날개 열(33b) 사이의 압력을 8 ata, 연소 가스 유로(39) 중에서 제3단 고정 날개 열(34c)과 제3단 운동 날개 열(33c) 사이의 압력을 6 ata, 연소 가스 유로(39) 중에서 제4단 고정 날개 열(34d)과 제4단 운동 날개 열(33d) 사이의 압력을 2 ata로 한다.
- [0046] 압축기(10)의 중압 초기 포트(16)에서 초기된 냉각 공기는 초기 라인(80)의 중압 초기 본관(82)을 흐르고, 그 일부가 고정 날개용 중압 추기판(83)에 흘러들며, 나머지 일부가 운동 날개용 중압 추기판(85)으로 흘러든다. 고정 날개용 중압 추기판(83)에 흘러든 냉각 공기는 공기 조절기(84)를 통하는 과정에서, 그 압력이 7 ata가 되고, 제3단 고정 날개 열(34c)을 구성하는 여러 개의 고정 날개에 공급되며, 이를 여러 개의 고정 날개를 냉각한다.
- [0047] 운동 날개용 중압 추기판(85)에 흘러든 냉각 공기는 냉각기(86)를 통과하는 과정에서 냉각되고, 공기 조절 밸브(87)에 의해 유량 조절된 후, 로터 축(32)의 축 방향 통로(45)에 유입한다. 축 방향 통로(45)에 유입하기 직전의 냉각 공기는 냉각기(86)나 공기 조절 밸브(87)를 통과하는 과정 등에서의 압력 손실에 의해 그 압력이 8 ata 정도까지 저하하고 있다. 또한, 축 방향 통로(45)에 유입하기 직전의 냉각 공기는 냉각기(86)에 의해 냉각된 결과, 그 온도가 저하하고 있다.
- [0048] 축 방향 통로(45)에 유입한 냉각 공기는 이 축 방향 통로(45)에서 지름 방향 외측을 향하여 연장하는 강제 와류 통로(46)를 거쳐 제4캐비티(52d) 내에 유입한다. 냉각 공기는 지름 방향 외측을 향하여 연장하는 강제 와류 통로(46)를 통하는 과정에서, 축선(Ar)을 중심으로 하여 회전하는 로터 축(32)에서 원심력을 받아 가압된다. 이 결과 제4캐비티(52d) 내에 도달한 냉각 공기의 압력은 9 ata가 된다. 또한, 제4캐비티(52d) 내의 냉각 공기는 가압에 의해 온도가 상승한다.
- [0049] 제4캐비티(52d) 내의 냉각 공기의 일부는 제4단 날개 열 통로(49)의 일부를 이루는 제4단 연통로(57)를 거쳐 제4단 운동 날개 열(33d)을 구성하는 여러 개의 운동 날개 중의 냉각 공기 통로 내에 유입한다. 이 냉각 공기는 제4단 연통로(57)를 통하는 과정에서 압력 및 유량이 조절된다. 이 결과, 제4단 연통로(57)에서 제4단 운동 날개 열(33d)의 운동 날개 중에 유입하기 직전의 냉각 공기는 그 압력이 3 ata가 된다. 이 냉각 공기는 제4단 운동 날개 열(33d)을 구성하는 여러 개의 운동 날개 중의 냉각 공기 통로를 통하여, 운동 날개를 냉각한 후, 연소 가스 유로(39) 중에 배출된다.
- [0050] 제4캐비티(52d) 내의 냉각 공기의 나머지 일부는 제4캐비티 통로(53d), 제3캐비티(52c), 제3디스크 통로(53c)를 거쳐, 제2캐비티(52b) 내에 유입한다. 제2캐비티(52b) 내의 냉각 공기의 압력은 제4캐비티(52d) 내의 냉각 공기의 압력과 거의 동일하게 9 ata이다.
- [0051] 제2캐비티(52b) 내에 유입한 냉각 공기의 일부는 제3단 날개 열 통로(48)의 일부를 이루는 제3단 연통로(56)를 거쳐 제3단 운동 날개 열(33c)을 구성하는 여러 개의 운동 날개 중의 냉각 공기 통로 내에 유입한다. 이 냉각 공기는 제3단 연통로(56)를 통하는 과정에서 압력 및 유량이 조절되고, 제3단 연통로(56)에서 제3단 운동 날개

열(33c)의 운동 날개 중에 유입하기 직전에는 그 압력이 거의 7 ata가 된다. 이 냉각 공기는 제3단 운동 날개 열(33c)을 구성하는 여러 개의 운동 날개 중의 냉각 공기 통로를 통하여, 운동 날개를 냉각한 후, 연소 가스 유로(39) 중에 배출된다.

[0052] 제2캐비티(52b) 내에 유입한 냉각 공기의 나머지 일부는 제2단 날개 열 통로(47)의 일부를 이루는 제2단 연통로(55)를 거쳐 제2단 운동 날개 열(33b)을 구성하는 여러 개의 운동 날개 중의 냉각 공기 통로 내에 유입한다. 이 냉각 공기는 제2단 연통로(55)를 통하는 과정에서 압력 및 유량이 조절된다. 이 결과, 제2단 연통로(55)에서 제2단 운동 날개 열(33b)의 운동 날개 중에 유입하기 직전의 냉각 공기는 그 압력이 거의 9 ata가 된다. 이 냉각 공기는 제2단 운동 날개 열(33b)을 구성하는 여러 개의 운동 날개 중의 냉각 공기 통로를 통하여, 운동 날개를 냉각한 후, 연소 가스 유로(39) 중에 배출된다.

[0053] 제4캐비티(52d)에서 제4단 연통로(57)를 거쳐 제4단 운동 날개 열(33d)의 운동 날개 중에 유입하는 냉각 공기, 제2캐비티(52b)에서 제3단 연통로(56)를 거쳐 제3단 운동 날개 열(33c)의 운동 날개 중에 유입하는 냉각 공기, 제2캐비티(52b)에서 제2단 연통로(55)를 거쳐 제2단 운동 날개 열(33b)의 운동 날개 중에 유입하는 냉각 공기는 모두 각 연통로(57), (56), (55)를 지나가는 과정에서 압력 손실하는 한편, 로터 축(32)으로부터의 원심력을 받아 가압된다. 제4캐비티(52d)에서 제4단 연통로(57)를 거쳐 제4단 운동 날개 열(33d)의 운동 날개 중에 유입하는 냉각 공기는 제4단 연통로(57)를 지나가는 과정에서 원심력에 의한 가압 효과보다도 연통로(57)를 통과할 때의 압력 손실이 높아지기 때문에 결과로서 감압된다. 또한, 제2캐비티(52b)에서 제3단 연통로(56)를 거쳐 제3단 운동 날개 열(33c)의 운동 날개 중에 유입하는 냉각 공기도 원심력에 의한 가압 효과보다도 연통로(56)를 통과할 때의 압력 손실이 높아지기 때문에 결과로서 감압된다. 한편, 제2캐비티(52b)에서 제2단 연통로(55)를 거쳐 제2단 운동 날개 열(33b)의 운동 날개 중에 유입하는 냉각 공기는 제2단 연통로(55)를 지나가는 과정에서의 압력 손실이 억제된다.

[0054] 이상과 같이, 본 실시형태에서는 압축기(10)에서 초기한 공기에 의해 터빈(30)의 운동 날개를 냉각할 수 있다. 게다가, 본 실시형태에서는 압축기(10)에서 초기한 공기를 회전하는 로터 축(32)에 유입시켜, 이 로터 축(32) 중에서 냉각 공기의 강제 와류를 발생시킴으로써, 냉각 공기의 압력을 높이고 나서 각 운동 날개 열(33)에 공기 공급하고 있다. 이 때문에, 본 실시형태에서는, 압축기(10)에서는 낮은 압력의 공기를 초기할 수 있는 결과, 압축기(10)의 구동력을 억제할 수 있다. 따라서, 본 실시형태에서는 압축기(10)에서 초기한 공기에 의해 터빈(30)의 운동 날개를 냉각하면서도 가스 터빈의 효율 저하를 억제할 수 있다.

[0055] 또한, 본 실시형태에서는 압축기(10)에서 초기하는 공기의 압력을 억제하기 위해 로터 축(32) 중에 지름 방향으로 연장하는 강제 와류 통로(46)를 형성하고, 여기에 압축기(10)에서 초기한 공기를 유입시켜 이 공기를 승압한 후, 각 운동 날개 열(33)의 운동 날개에 분배하고 있다. 그런데, 여러 개의 운동 날개 열(33)마다 강제 와류 통로(46)를 형성하는 것도 가능하다. 그러나, 이 경우 로터 축(32) 중에 축 방향(Da)으로 서로 상이한 위치에 여러 개의 강제 와류 통로(46)를 형성하게 되고, 결과로서 축 방향(Da)의 로터 축(32)의 길이가 길어지고, 터빈 로터(31)의 진동 특성이 저하된다. 또한, 터빈(30)의 단 사이의 거리도 길어지고, 터빈(30)의 공력 성능도 저하된다.

[0056] 한편, 본 실시형태에서는 상술한 바와 같이, 강제 와류 통로(46)에서 공기를 승압한 후, 이것을 여러 개의 운동 날개 열(33)마다 분배하고 있으므로, 축 방향(Da)의 로터 축(32)의 신장화가 억제되고, 터빈 로터(31)의 진동 특성의 악화를 억제할 수 있다. 또한, 강제 와류 통로(46)는 최하류의 제4단 운동 날개 열(33d)보다도 하류 측에 형성되고, 여러 개의 단 사이 중 어느 부분에도 존재하지 않기 때문에, 터빈(30)의 단 사이 거리의 신장화도 억제되고, 터빈(30)의 공력 성능의 저하도 억제할 수 있다.

[0057] 또한, 강제 와류 통로(46)의 지름 방향 외측 단부에는 이곳을 흐르는 공기 중에 포함되어 있는 쓰레기 등의 이물질이 고이는 것이 예상된다. 본 실시형태에서는 이 강제 와류 통로(46)가 최하류의 제4단 운동 날개 열(33d)보다도 하류 측 위치에 형성되어 있기 때문에, 로터 축(32)을 여러 개의 로터 디스크(42)로 분해하지 않아도 이 강제 와류 통로(46)의 지름 방향 외측 단부에 접속할 수 있다. 따라서, 본 실시형태에서는 강제 와류 통로(46)의 지름 방향 외측 단부에 쓰레기 등의 이물질이 고여도 이것을 용이하게 회수할 수 있다.

[0058] [제2 실시형태]

[0059] 본 발명에 관한 가스 터빈의 제2실시형태에 대하여 도 5~도 7을 참조하여 설명한다.

[0060] 제1실시형태의 가스 터빈에서는 압축기(10)의 중압 초기 포트(16)에서 초기한 냉각 공기를 터빈(30)의 로터 축(32) 중에서 제2단 운동 날개 열(33b)용의 공기와 제3단 운동 날개 열(33c)용의 공기와 제4단 운동 날개 열

(33d)용의 공기로 나눈다.

[0061] 본 실시형태의 가스 터빈에서는 도 5 및 도 7에 나타낸 바와 같이, 압축기(10)의 중압 추기 포트(16)에서 추기한 냉각 공기를 터빈(30)의 로터 축(32) 밖에서 먼저, 제2 및 제3단 운동 날개 열(33b), (33c)용의 공기와 제4단 운동 날개 열(33d)용의 공기로 나눈다. 또한, 이 가스 터빈에서는 로터 축(32) 중에서 제2 및 제3단 운동 날개 열(33b), (33c)용의 공기를 제2단 운동 날개 열(33b)용의 공기와 제3단 운동 날개 열(33c)용의 공기로 나눈다.

[0062] 이 때문에, 본 실시형태에서는 로터 축(32)의 하류 단에 접속되어 있는 운동 날개용 중압 추기판(85)에는 운동 날개용 중압 추기판(85)을 흘러온 냉각 공기의 일부를 제4단 운동 날개 열(33d)용의 공기로서 제4단 운동 날개 열(33d)로 인도하는 추기 분기관(88)이 접속되어 있다. 이 추기 분기관(88)은 로터 축(32)의 대경부(44)의 하류 단에 접속되어 있다.

[0063] 본 실시형태의 로터 축(32)에는 제1실시형태의 로터 축(32)과 동일하게 중압 추기 포트(16)로부터의 냉각 공기가 운동 날개용 중압 추기판(85)을 개재하여 유입하는 축 방향 통로(45)와, 축 방향 통로(45)에 접속된 강제 와류 통로(46)와, 강제 와류 통로(46)를 통과한 냉각 공기를 제2단 운동 날개 열(33b)(제1운동 날개 열)로 인도하는 제2단 날개 열 통로(47)(제1날개 열 통로)와, 강제 와류 통로(46)를 통과한 냉각 공기를 제3단 운동 날개 열(33c)(제2운동 날개 열)로 인도하는 제3단 날개 열 통로(48)(제2날개 열 통로)가 형성되어 있다.

[0064] 로터 축(32)의 대경부(44)에는 제1실시형태의 로터 축(32)의 대경부(44)와 동일하게 제1캐비티(52a), 제2캐비티(52b), 제3캐비티(52c), 제4캐비티(52d)가 형성되어 있다. 제4캐비티(52d)는 강제 와류 통로(46)의 지름 방향 외측의 단부와 접속되어 있다. 제4캐비티(52d)와 제3캐비티(52c)는 제4디스크 통로(53d)에서 접속되고, 제3캐비티(52c)와 제2캐비티(52b)는 제3디스크 통로(53c)에서 접속되어 있다. 제2캐비티(52b)와 제3단 운동 날개 열(33c)은 제3단 연통로(56)에서 접속되고, 제2캐비티(52b)와 제2단 운동 날개 열(33b)은 제2단 연통로(55)에서 접속되어 있다.

[0065] 따라서, 본 실시형태에서도 제3단 날개 열 통로(48)는 제4캐비티(52d)와 제4디스크 통로(53d)와 제3캐비티(52c)와 제3디스크 통로(53c)와 제2캐비티(52b)와 제3단 연통로(56)로 형성되어 있다. 또한, 제2단 날개 열 통로(47)는 제4캐비티(52d)와 제4디스크 통로(53d)와 제3캐비티(52c)와 제3디스크 통로(53c)와 제2캐비티(52b)와 제2단 연통로(55)로 형성되어 있다.

[0066] 본 실시형태의 로터 축(32)의 대경부(44)에는 또한, 제4캐비티(52d)의 지름 방향 외측의 위치에 대경부(44)의 하류 측 단에서 상류 측을 향하여 오목한 제5캐비티(52e)가 형성되어 있다. 이 제5캐비티(52e)와 제4단 운동 날개 열(33d)은 제4단 연통로(57a)에서 접속되어 있다. 따라서, 본 실시형태에 있어서, 예 선회 노즐(67)을 통과한 냉각 공기를 제4단 운동 날개 열(33d)로 인도하는 제4단 날개 열 통로(49a)(제3날개 열 통로)는 제5캐비티(52e)와 제4단 연통로(57a)를 가지고 형성되어 있다.

[0067] 대경부(44)의 하류 측에는 대경부(44)의 하류 단에 대하여 축 방향(Da)으로 간격을 두고 대향하고, 축선(Ar)을 중심으로 하여 원판상의 축단판(61)이 배치되어 있다. 축단판(61)의 지름 방향 내측 단은 베어링 커버(71)의 상류 단에 고정되어 있다. 이 축단판(61)과 대경부(44) 사이에는 대경부(44)의 하류 단에 대하여 축 방향(Da)으로 간격을 두고 대경부 단 커버(62)가 배치되어 있다. 이 대경부 단 커버(62)의 지름 방향 내측의 단은 축단판(61)에 고정되어 있다. 또한, 이 대경부 단 커버(62)의 지름 방향 외측의 단은 내측 디퓨저(77)의 상류 단에 고정되어 있다. 대경부 단 커버(62)의 지름 방향 외측의 부분에는 대경부(44)의 하류 측의 외주면과 간격을 두고 대향하는 실 설치부(63)가 형성되어 있다. 이 실 설치부(63)에는 대경부(44)와 대경부 단 커버(62) 사이를 봉인하는 실 부재(64)가 설치되어 있다.

[0068] 대경부 단 커버(62)와 대경부(44) 사이에는 제5캐비티(52e)와 연통하고, 축선(Ar)을 중심으로 한 환상의 공간인 대경부 단 캐비티(65)가 형성되어 있다. 또한, 대경부 단 커버(62)와 축단판(61) 사이인, 지름 방향(Dr)으로 제5캐비티(52e)가 형성되어 있는 영역에는 축선(Ar)을 중심으로 한 환상의 공간인 공기 수입(受入) 공간(66)이 형성되어 있다. 이 공기 수입 공간(66)은 대경부 단 커버(62)와 축단판(61)으로 둘러싸인 공간이다.

[0069] 축단판(61)에는 추기 분기관(88)의 단부가 고정되어 있다. 이 때문에, 운동 날개용 중압 추기판(85)을 흘러온 냉각 공기의 일부는 추기 분기관(88)을 개재하여, 축단판(61)과 대경부 단 커버(62)로 형성되어 있는 공기 수입 공간(66)에 유입한다. 대경부 단 커버(62)에서 대경부(44)의 제5캐비티(52e)와 대향하는 위치에는 공기 수입 공간(66)에 유입한 냉각 공기에 로터 축(32)의 회전 방향의 속도 성분을 부여하는 예 선회 노즐(67)이 설치되어 있다. 대경부 단 커버(62)에서 예 선회 노즐(67)이 설치되어 있는 위치보다도 지름 방향 내측에서 대경부(44)

와 지름 방향으로 대향하고 있는 위치에는 대경부(44)와 대경부 단 커버(62) 사이를 봉인하는 실 부재(64b)가 설치되어 있다.

[0070] 예 선회 노즐(67)은 도 6에 나타낸 바와 같이, 원주 방향(Dc)으로 나열하는 여러 개의 선회 날개(68)를 가진다. 이 선회 날개(68)는 하류 측에서 상류 측으로 향함에 따라서 서서히 로터 축(32)의 회전 방향(Rr) 측으로 기울어져 있다. 이 예 선회 노즐(67)은 하류 측의 공기 수입 공간(66) 내에 유입한 냉각 공기의 압력의 일부를 로터 축(32)의 회전 방향(Rr)으로의 운동 에너지로 변환하여, 냉각 공기에 회전 방향(Rr)의 속도 성분을 부여하는 노즐이다.

[0071] 이어서, 이상에서 설명한 가스 터빈에 따른 냉각 공기의 흐름에 대하여 설명한다.

[0072] 압축기(10)의 중압 초기 포트(16)에서 초기되어 운동 날개용 중압 초기관(85)에 흘러든 냉각 공기는 제1실시형태와 동일하게 냉각기(86)를 통과하는 과정에서 냉각되고, 공기 조절 밸브(87)에 의해 유량 조절된 후, 그 일부가 로터 축(32)의 축 방향 통로(45)에 유입한다. 축 방향 통로(45)에 유입하기 직전의 냉각 공기는 도 7에 나타낸 바와 같이, 그 압력이 8 ata 정도까지 저하하고 있고, 그 온도도 저하하고 있다.

[0073] 축 방향 통로(45)에 유입한 냉각 공기는, 제1 실시형태와 동일하게 이 축 방향 통로(45)에서 지름 방향 외측을 향하여 연장하는 강제 와류 통로(46)를 거쳐 제4캐비티(52d) 내에 유입한다. 냉각 공기는 지름 방향 외측을 향하여 연장하는 강제 와류 통로(46)를 통하는 과정에서, 축선(Ar)을 중심으로 하여 회전하는 로터 축(32)에서 원심력을 받아 가압된다. 이 결과 제4캐비티(52d) 내에 도달한 냉각 공기의 압력은 9 ata가 된다. 또한, 제4캐비티(52d) 내의 냉각 공기는 가압에 의해 온도가 상승한다.

[0074] 제4캐비티(52d) 내의 냉각 공기는 제4캐비티 통로(53d), 제3캐비티(52c), 제3디스크 통로(53c)를 거쳐, 제2캐비티(52b) 내에 유입한다. 제2캐비티(52b) 내의 냉각 공기의 압력은 제4캐비티(52d) 내의 냉각 공기의 압력과 거의 동일하게 9 ata이고, 이 냉각 공기의 온도는 제4캐비티(52d) 내의 냉각 공기의 온도와 거의 동일하다.

[0075] 제2캐비티(52b) 내에 유입한 냉각 공기의 일부는 제1실시형태와 동일하게, 제3단 날개 열 통로(48)의 일부를 이루는 제3단 연통로(56)를 거쳐 제3단 운동 날개 열(33c)을 구성하는 여러 개의 운동 날개 중의 냉각 공기 통로 내에 유입한다. 이 냉각 공기는 제3단 연통로(56)를 통하는 과정에서 압력 및 유량이 조절되고, 제3단 연통로(56)에서 제3단 운동 날개 열(33c)의 운동 날개 중에 유입하기 직전에는 그 압력이 거의 7 ata가 된다. 이 냉각 공기는 제3단 운동 날개 열(33c)을 구성하는 여러 개의 운동 날개 중의 냉각 공기 통로를 통하여, 운동 날개를 냉각한 후, 연소 가스 유로(39) 중에 배출된다.

[0076] 제2캐비티(52b) 내에 유입한 냉각 공기의 나머지 일부는 제1실시형태와 동일하게 제2단 날개 열 통로(47)의 일부를 이루는 제2단 연통로(55)를 거쳐 제2단 운동 날개 열(33b)을 구성하는 여러 개의 운동 날개 중의 냉각 공기 통로 내에 유입한다. 이 냉각 공기는 제2단 연통로(55)를 통하는 과정에서 압력 및 유량이 조절된다. 이 결과, 제2단 연통로(55)에서 제2단 운동 날개 열(33b)의 운동 날개 중에 유입하기 직전의 냉각 공기는 그 압력이 거의 9 ata가 된다. 이 냉각 공기는 제2단 운동 날개 열(33b)을 구성하는 여러 개의 운동 날개 중의 냉각 공기 통로를 통하여, 운동 날개를 냉각한 후, 연소 가스 유로(39) 중에 배출된다.

[0077] 운동 날개용 중압 초기관(85)을 흐르는 냉각 공기의 일부는 초기 분기관(88)으로 흘러든다. 초기 분기관(88)에 흘러든 냉각 공기는 그 압력이 8ata 정도이다.

[0078] 냉각 공기는 초기 분기관(88)에서 공기 수입 공간(66)에 유입한 후, 예 선회 노즐(67)을 거쳐 대경부 단 캐비티(65) 내에 유입한다. 냉각 공기는 예 선회 노즐(67)을 통과하는 과정에서 압력의 일부가 로터 축(32)의 회전 방향(Rr)으로의 운동 에너지로 변환되어, 회전 방향(Rr)의 속도 성분이 부여된다. 예 선회 노즐(67)을 통과한 후의 냉각 공기는 그 압력이 5 ata 정도까지 저하한다. 또한, 예 선회 노즐(67)을 통과한 후의 냉각 공기의 축선(Ar)을 기준으로 한 원주 속도는 로터 축(32) 중의 제5캐비티(52e)의 위치에 따른 원주 속도와 거의 동일해진다. 즉, 대경부 단 캐비티(65) 내의 냉각 공기는 로터 축(32) 중의 제5캐비티(52e)와 거의 동일한 원주 속도로 환상의 대경부 단 캐비티(65) 내를 선회한다. 이 때문에, 대경부 단 캐비티(65) 내의 냉각 공기는 로터 축(32) 중의 제5캐비티(52e) 내에 유입함에 있어서 로터 축(32)의 회전을 방해하는 저항이 되지 않는다.

[0079] 제5캐비티(52e) 내에 유입한 냉각 공기의 압력은 거의 5 ata이다.

[0080] 제5캐비티(52e) 내의 냉각 공기는 제4단 날개 열 통로(49a)의 일부를 이루는 제4단 연통로(57a)를 거쳐 제4단 운동 날개 열(33d)을 구성하는 여러 개의 운동 날개 중의 냉각 공기 통로 내에 유입한다. 이 냉각 공기는 제4단 연통로(57a)를 통하는 과정에서 압력 및 유량이 조절된다. 이 결과, 제4단 연통로(57a)에서 제4단 운동 날

개 열(33d)의 운동 날개 중에 유입하기 직전의 냉각 공기는 그 압력이 3 ata가 된다. 이 냉각 공기는 제4단 운동 날개 열(33d)을 구성하는 여러 개의 운동 날개 중의 냉각 공기 통로를 통하여, 운동 날개를 냉각한 후, 연소 가스 유로(39) 중에 배출된다.

[0081] 이상과 같이, 본 실시형태에서도 제1실시형태와 동일하게 압축기(10)에서 추기한 공기에 의해 터빈(30)의 운동 날개를 냉각할 수 있다. 또한, 본 실시형태에서도 압축기(10)의 구동력을 억제할 수 있고, 가스 터빈의 효율 저하를 억제할 수 있다.

[0082] 또한, 본 실시형태에서도 제1실시형태와 동일하게 최하류의 운동 날개 열(33)보다도 하류 측에 형성한 강제 와류 통로(46)에서 공기를 승압한 후, 이것을 여러 개의 운동 날개 열(33)마다 분배하고 있으므로, 터빈 로터(31)의 진동 특성의 악화 및 터빈(30)의 공력 성능의 저하를 억제할 수 있다.

[0083] 또한, 제1실시형태에서는 제2단 운동 날개 열(33b) 및 제3단 운동 날개 열(33c)을 냉각하는 냉각 공기 전부를 강제 와류 통로(46)에 유입시키고, 여기서 터빈 로터(31)의 회전에 의해 발생한 원심력을 이용하여 냉각 공기를 승압시키고 있다. 한편, 본 실시형태에서는 제2단 운동 날개 열(33b) 및 제3단 운동 날개 열(33c)을 냉각하는 냉각 공기만을 강제 와류 통로(46)에 유입시키고 승압시키며, 제4단 운동 날개 열(33d)을 냉각하는 냉각 공기에 관해서는 강제 와류 통로(46)에 유입시키지 않고 예선회 노즐(67)을 통과시킴으로써 선회시켜, 터빈 로터(31)의 회전 저항을 줄이고 있다. 따라서, 본 실시형태에서는 제1실시형태보다도 터빈 로터(31)의 회전 저항이 작아지고, 가스 터빈의 효율을 높일 수 있다.

[0084] 또한, 본 실시형태에서는, 제4단 운동 날개 열(33d)용의 냉각 공기는 로터 축(32) 외에 설치되어 있는 초기 분기관(88) 내를 통과하므로, 이 초기 분기관(88)에 공기 조절 밸브나 냉각기를 설치함으로써, 이 제4단 운동 날개 열(33d)용의 냉각 공기의 유량, 압력, 온도를 용이하게 조절할 수 있다.

#### [제3 실시형태]

[0086] 본 발명에 관한 가스 터빈의 제3실시형태에 대하여 도 8~도 10을 참조하여 설명한다.

[0087] 제1 및 제2실시형태의 가스 터빈에서는 모두 압축기(10)의 중압 추기 포트(16)로부터 추기한 냉각 공기를 제2, 제3 및 제4단 운동 날개 열(33b), (33c), (33d)용의 냉각 공기로서 이용하고 있다.

[0088] 본 실시형태의 가스 터빈에서는 도 8 및 도 10에 나타낸 바와 같이, 압축기(10)의 중압 추기 포트(16)(제1추기 포트)에서 추기한 냉각 공기를 제2 및 제3단 운동 날개 열(33b), (33c)용의 냉각 공기로서 이용한다. 또한, 이 가스 터빈에서는 압축기(10)의 저압 추기 포트(17)(제2추기 포트)에서 추기한 냉각 공기를 제4단 운동 날개 열(33d)용의 냉각 공기로서 이용한다.

[0089] 본 실시형태의 압축기 차실(15)의 중간단에 대응하는 위치에는 중압 추기 포트(16)와 저압 추기 포트(17)가 형성되어 있다. 저압 추기 포트(17)는 중압 추기 포트(16)가 형성되어 있는 위치보다도 상류 측에 형성되어 있다. 이 때문에, 저압 추기 포트(17)에서 추기된 공기의 압력은 중압 추기 포트(16)에서 추기되는 공기의 압력보다도 낮고, 예를 들어 6 atm이다.

[0090] 본 실시형태의 추기 라인(80b)은 제1실시형태와 동일하게 중압 추기판(81)과, 이 중압 추기판(81)에 설치되어 있는 냉각기(86), 공기 조절 밸브(87), 공기 조절기(84)를 가진다. 중압 추기판(81)은 제1실시형태와 동일하게 압축기(10)의 중압 추기 포트(16)에 접속되어 있는 중압 추기 본관(82)과 중압 추기 본관(82)에 접속되어 있는 고정 날개용 중압 추기판(83) 및 운동 날개용 중압 추기판(85)을 가진다. 고정 날개용 중압 추기판(83)에는 상술한 공기 조절기(84)가 설치되고, 운동 날개용 중압 추기판(85)에는 상술한 냉각기(86) 및 공기 조절 밸브(87)가 설치되어 있다.

[0091] 본 실시형태의 추기 라인(80b)은 또한 저압 추기판(91)과, 이 저압 추기판(91)에 설치되어 있는 냉각기(96), 공기 조절 밸브(97), 공기 조절기(94)를 가진다. 저압 추기판(91)은 압축기(10)의 저압 추기 포트(17)에 접속되어 있는 저압 추기 본관(92)과 저압 추기 본관(92)에 접속되어 있는 고정 날개용 저압 추기판(93) 및 운동 날개용 저압 추기판(95)을 가진다.

[0092] 고정 날개용 저압 추기판(93)은 터빈 차실(35)에서 터빈(30)의 중간단에 대응하는 위치에 접속되어 있다. 보다 구체적으로는 터빈 차실(35)에서 고정 날개용 중압 추기판(83)이 접속되어 있는 위치보다도 하류 측에 접속되어 있다. 이 고정 날개용 저압 추기판(93)에는 이곳을 통하는 공기의 압력 및 유량을 조절하기 위한 오리피스 등의 공기 조절기(94)가 설치되어 있다. 운동 날개용 저압 추기판(95)은 로터 축(32)에 접속되어 있다. 이 운동 날개용 저압 추기판(95)에 상술한 냉각기(96) 및 공기 조절 밸브(97)가 설치되어 있다. 냉각기(96)는 이 운동

날개용 저압 추기판(95)을 통하는 공기를 냉각한다. 공기 조절 밸브(97)는 이 운동 날개용 저압 추기판(95)을 통하는 공기의 유량을 조절한다. 이 운동 날개용 저압 추기판(95)의 단부는 베어링 커버(71)에 고정되어 있다.

[0093] 본 실시형태의 로터 축(32)에는 제1 및 제2실시형태와 동일하게 중압 초기 포트(16)로부터의 냉각 공기가 유입하고, 축 방향(Da)으로 연장하는 제1축 방향 통로(45)와, 제1축 방향 통로(45)에 접속되어 지름 방향 외측으로 연장하는 제1강제 와류 통로(46)와, 제1강제 와류 통로(46)를 통과한 냉각 공기를 제2단 운동 날개 열(33b)(제1 운동 날개 열)로 인도하는 제2단 날개 열 통로(47)(제1날개 열 통로)와, 제1강제 와류 통로(46)를 통과한 냉각 공기를 제3단 운동 날개 열(33c)(제2운동 날개 열)로 인도하는 제3단 날개 열 통로(48)(제2날개 열 통로)가 형성되어 있다. 또한, 본 실시형태의 로터 축(32)에는 저압 초기 포트(17)로부터의 냉각 공기가 유입하고, 축 방향(Da)으로 연장하는 제2축 방향 통로(45b)와, 제2축 방향 통로(45b)에 접속되어 지름 방향 외측으로 연장하는 제2강제 와류 통로(46b)와, 제2강제 와류 통로(46b)를 통과한 냉각 공기를 제4단 운동 날개 열(33d)(제3운동 날개 열)로 인도하는 제4단 날개 열 통로(49b)(제3날개 열 통로)가 형성되어 있다.

[0094] 로터 축(32)의 대경부(44)에는 제1 및 제2실시형태의 로터 축(32)의 대경부(44)와 동일하게 제1캐비티(52a), 제2캐비티(52b), 제3캐비티(52c), 제4캐비티(52d)가 형성되어 있다. 제4캐비티(52d)는 제1강제 와류 통로(46)의 지름 방향 외측의 단부와 접속되어 있다. 제4캐비티(52d)와 제3캐비티(52c)는 제4디스크 통로(53d)에서 접속되고, 제3캐비티(52c)와 제2캐비티(52b)는 제3디스크 통로(53c)에서 접속되어 있다. 제2캐비티(52b)와 제3단 운동 날개 열(33c)은 제3단 연통로(56)에서 접속되고, 제2캐비티(52b)와 제2단 운동 날개 열(33b)은 제2단 연통로(55)에서 접속되어 있다.

[0095] 따라서, 본 실시형태에서도 제3단 날개 열 통로(48)는 제4캐비티(52d)와 제4디스크 통로(53d)와 제3캐비티(52c)와 제3디스크 통로(53c)와 제2캐비티(52b)와 제3단 연통로(56)로 형성되어 있다. 또한, 제2단 날개 열 통로(47)는 제4캐비티(52d)와 제4디스크 통로(53d)와 제3캐비티(52c)와 제3디스크 통로(53c)와 제2캐비티(52b)와 제2단 연통로(55)에서 형성되어 있다.

[0096] 제2축 방향 통로(45b)는 도 8 및 도 9에 나타낸 바와 같이, 축선(Ar)을 중심으로 하여 축 방향(Da)으로 연장하고 있는 제1축 방향 통로(45)의 지름 방향 외측의 위치에 형성되어 있다. 제2축 방향 통로(45b)의 하류 단에는 이 하류 단에서 지름 방향 외측으로 연장하고, 소경부(43)의 외주면으로 개구하는 저압 공기 수입 통로(45c)가 형성되어 있다.

[0097] 베어링 커버(71) 중에서 축 방향(Da)에서 저압 공기 수입 통로(45c)의 개구와 실질적으로 같은 위치에는 외주측에서 내주측을 향하여 관통하는 판통 구멍이 형성되어 있다. 운동 날개용 저압 추기판(95)의 단부는 이 판통 구멍이 형성되어 있는 위치에 고정되어 있다. 베어링 커버(71)의 내주측과 소경부(43)의 외주측 사이인, 베어링 커버(71)의 판통 구멍을 기준으로 하여 상류 측 및 하류 측 각각은 실 부재(72b), (72c)로 봉인되어 있다.

[0098] 대경부(44)의 하류 측인 지름 방향 외측은 대경부 단 커버(62b)로 덮여 있다. 이 대경부 단 커버(62b)와 대경부(44) 사이에는 축선(Ar)을 중심으로 환상의 제5캐비티(52f)가 형성되어 있다.

[0099] 제2축 방향 통로(45b)의 상류 단에는 이 상류 단에서 지름 방향 외측으로 연장하고, 제5캐비티(52f)와 연통하는 제2강제 와류 통로(46b)가 접속되어 있다. 이 제2강제 와류 통로(46b)는 대경부(44) 중에서 제1강제 와류 통로(46)보다도 하류 측 위치에 형성되어 있다. 대경부(44)에는 제5캐비티(52f)와 제4단 운동 날개 열(33d)의 설치 위치를 연통시키는 제4단 연통로(57b)가 형성되어 있다.

[0100] 따라서, 본 실시형태의 제4단 날개 열 통로(49b)는 제5캐비티(52f)와 제4단 연통로(57b)로 형성되어 있다.

[0101] 이어서, 이상에서 설명한 가스 터빈에 따른 냉각 공기의 흐름에 대하여 설명한다.

[0102] 압축기(10)의 중압 초기 포트(16)에서 초기되어 운동 날개용 중압 추기판(85)에 흘러든 냉각 공기는 제1 및 제2 실시형태와 동일하게 냉각기(86)를 통과하는 과정에서 냉각되고, 공기 조절 밸브(87)에 의해 유량 조절된 후, 로터 축(32)의 제1축 방향 통로(45)에 유입된다. 제1축 방향 통로(45)에 유입하기 직전의 냉각 공기는 도 10에 나타낸 바와 같이, 그 압력이 8 ata 정도까지 저하되어 있고, 그 온도도 저하하고 있다.

[0103] 제1축 방향 통로(45)에 유입한 냉각 공기는, 제1 및 제2실시형태와 동일하게 이 제1축 방향 통로(45)에서 지름 방향 외측을 향하여 연장하는 제1강제 와류 통로(46)를 거쳐 제4캐비티(52d) 내에 유입한다. 냉각 공기는 지름 방향 외측을 향하여 연장하는 강제 와류 통로(46)를 통하는 과정에서, 축선(Ar)을 중심으로 하여 회전하는 로터 축(32)에서 원심력을 받아 가압된다. 이 결과, 제4캐비티(52d) 내에 도달한 냉각 공기의 압력은 9 ata가 된다. 또한, 제4캐비티(52d) 내의 냉각 공기는 가압에 의해 온도가 상승한다.

- [0104] 제4캐비티(52d) 내의 냉각 공기는 제4디스크 통로(53d), 제3캐비티(52c), 제3디스크 통로(53c)를 거쳐, 제2캐비티(52b) 내에 유입한다. 제2캐비티(52b) 내의 냉각 공기의 압력은 제4캐비티(52d) 내의 냉각 공기의 압력과 거의 동일하게 9 ata이고, 이 냉각 공기의 온도는 제4캐비티(52d) 내의 냉각 공기의 온도와 거의 동일하다.
- [0105] 제2캐비티(52b) 내에 유입한 냉각 공기의 일부는 제1 및 제2실시형태와 동일하게, 제3단 날개 열 통로(48)의 일부를 이루는 제3단 연통로(56)를 거쳐 제3단 운동 날개 열(33c)을 구성하는 여러 개의 운동 날개 중의 냉각 공기 통로 내에 유입한다. 이 냉각 공기는 제3단 연통로(56)를 통하는 과정에서 압력 및 유량이 조절된다. 이 결과, 제3단 연통로(56)에서 제3단 운동 날개 열(33c)의 운동 날개 중에 유입하기 직전의 냉각 공기는 그 압력이 거의 7 ata가 된다. 이 냉각 공기는 제3단 운동 날개 열(33c)을 구성하는 여러 개의 운동 날개 중의 냉각 공기 통로를 통하여, 운동 날개를 냉각한 후, 연소 가스 유로(39) 중에 배출된다.
- [0106] 제2캐비티(52b) 내에 유입한 냉각 공기의 나머지 일부는 제2실시형태와 동일하게 제2단 날개 열 통로(47)의 일부를 이루는 제2단 연통로(55)를 거쳐 제2단 운동 날개 열(33b)을 구성하는 여러 개의 운동 날개 중의 냉각 공기 통로 내에 유입한다. 이 냉각 공기는 제2단 연통로(55)를 통하는 과정에서 압력 및 유량이 조절된다. 이 결과, 제2단 연통로(55)에서 제2단 운동 날개 열(33b)의 운동 날개 중에 유입하기 직전의 냉각 공기는 그 압력이 거의 9 ata가 된다. 이 냉각 공기는 제2단 운동 날개 열(33b)을 구성하는 여러 개의 운동 날개 중의 냉각 공기 통로를 통하여, 운동 날개를 냉각한 후, 연소 가스 유로(39) 중에 배출된다.
- [0107] 압축기(10)의 저압 초기 포트(17)에서 초기된 냉각 공기는 초기 라인(80b)의 저압 초기 본관(92)을 흐르고, 그 일부가 고정 날개용 저압 초기관(93)에 흘러들며, 나머지 일부가 운동 날개용 저압 초기관(95)으로 흘러든다. 고정 날개용 저압 초기관(93)에 흘러든 냉각 공기는 공기 조절기(94)를 통하는 과정에서, 그 압력이 4 ata가 되고, 제4단 고정 날개 열(34d)을 구성하는 여러 개의 고정 날개에 공급되며, 이를 여러 개의 고정 날개를 냉각한다.
- [0108] 운동 날개용 저압 초기관(95)에 흘러든 냉각 공기는 냉각기(96)를 통과하는 과정에서 냉각되고, 공기 조절 밸브(97)에 의해 유량 조절된 후, 로터 축(32)의 제2축 방향 통로(45b)에 유입한다. 제2축 방향 통로(45b)에 유입하기 직전의 냉각 공기는 냉각기(96)나 공기 조절 밸브(97)를 통과하는 과정 등에서의 압력 손실에 의해 그 압력이 4 ata 정도까지 저하하고 있다. 또한, 제2축 방향 통로(45b)에 유입하기 직전의 냉각 공기는 냉각기(86)에 의해 냉각된다.
- [0109] 제2축 방향 통로(45b)에 유입한 냉각 공기는 이 제2축 방향 통로(45b)에서 지름 방향 외측을 향하여 연장하는 제2강제 와류 통로(46b)를 거쳐 제5캐비티(52f) 내에 유입한다. 냉각 공기는 지름 방향 외측을 향하여 연장하는 제2강제 와류 통로(46b)를 통하는 과정에서, 축선(Ar)을 중심으로 하여 회전하는 로터 축(32)에서 원심력을 받아 가압된다. 이 결과, 제5캐비티(52f) 내에 도달한 냉각 공기의 압력은 5 ata가 된다.
- [0110] 제5캐비티(52f) 내의 냉각 공기는 제4단 날개 열 통로(49b)의 일부를 이루는 제4단 연통로(57b)를 거쳐 제4단 운동 날개 열(33d)을 구성하는 여러 개의 운동 날개 중의 냉각 공기 통로 내에 유입한다. 이 냉각 공기는 제4단 연통로(57b)를 통하는 과정에서 압력 및 유량이 조절된다. 또한, 이 냉각 공기는 연소 가스 유로(39)와 가까워짐에 따라, 연소 가스의 열파의 열 교환량이 증가하고, 그 온도가 서서히 높아진다. 이 결과, 제4단 연통로(57b)에서 제4단 운동 날개 열(33d)의 운동 날개 중에 유입하기 직전의 냉각 공기는 그 압력이 3 ata가 된다. 이 냉각 공기는 제4단 운동 날개 열(33d)을 구성하는 여러 개의 운동 날개 중의 냉각 공기 통로를 통하여, 운동 날개를 냉각한 후, 연소 가스 유로(39) 중에 배출된다.
- [0111] 이상과 같이, 본 실시형태에서도 제1 및 제2실시형태와 동일하게 압축기(10)에서 초기한 공기에 의해 터빈(30)의 운동 날개를 냉각할 수 있다. 또한, 본 실시형태에서도 압축기(10)에서의 구동력을 억제할 수 있고, 가스 터빈의 효율 저하를 억제할 수 있다.
- [0112] 또한, 본 실시형태에서는 제1 및 제2강제 와류 통로(46), (46b)를 최하류의 운동 날개 열(33)보다도 하류 측에 형성하고 있는데다 제1강제 와류 통로(46)에서 공기를 승압한 후, 이것을 제2단 운동 날개 열(33b) 및 제3단 운동 날개 열(33c)에 분배하고 있다. 이 때문에, 본 실시형태에서도 로터 축(32)의 길이 및 단 사이의 거리의 신장화가 억제되고, 로터의 진동 특성의 악화 및 터빈(30)의 공력 성능의 저하를 억제할 수 있다.
- [0113] 본 실시형태에서, 제4단 운동 날개 열(33d)에는 제2단 운동 날개 열(33b)이나 제3단 운동 날개 열(33c)에 공급하는 냉각 공기의 압력보다도 낮은 압력의 냉각 공기여도 공급할 수 있다. 게다가, 본 실시형태에서는 압축기(10)에서 초기한 공기를 회전하는 로터 축(32)에 유입시켜, 이 로터 축(32) 중에서 냉각 공기의 강제 와류를 발생시킴으로써, 냉각 공기의 압력을 높이고 나서 제4단 운동 날개 열(33d)에 공기 공급하고 있다. 이 때문에,

본 실시형태에서는 중압 초기 포트(16)로부터의 공기보다도 저압의 공기를 저압 초기 포트(17)에서 냉각 공기로서 초기하고, 이것을 제4운동 날개 열(33d)의 냉각 공기로서 이용할 수 있다. 따라서, 본 실시형태에서는 압축기(10)에서 제4단 운동 날개 열(33d)의 냉각용 공기의 압축비를 작게 할 수 있는 결과, 압축기(10)의 구동력을 억제할 수 있다. 따라서, 본 실시형태에서는 제1실시형태보다도 가스 터빈의 효율을 높일 수 있다.

[0114] 「제3실시형태의 변형예」

[0115] 제3실시형태의 변형예에 대하여 도 11을 참조하여 설명한다.

[0116] 제3실시형태에서는 제1강제 와류 통로(46)의 지름 방향 외측의 단부가 제4캐비티(52d)에 접속되어 있다. 제4캐비티(52d)는 제4디스크 통로(53d), 제3캐비티(52c) 및 제3디스크 통로(53c)를 개재하여, 제2캐비티(52b)와 접속되어 있다. 이 제2캐비티(52b)는 제2단 연통로(55)를 개재하여 제2단 운동 날개 열(33b)에 접속되어 있음과 동시에, 제3단 연통로(56)를 개재하여 제3단 운동 날개 열(33c)에 접속되어 있다.

[0117] 본 변형예에서는 스픈들 볼트(41)가 삽통되는 로터 축(32)의 볼트 구멍(41c)의 단면 형상을 긴 원형상으로 하고, 스픈들 볼트(41)가 삽통된 볼트 구멍(41c) 중의 틈새를 냉각 공기의 통로(53e)로 하고 있다. 이 통로(53e)는 스픈들 볼트(41)와 동일하게 축 방향(Da)으로 연장하고 있다. 이 통로(53e)의 하류 단에는 제1강제 와류 통로(46)의 지름 방향 외측 단부가 접속되어 있다. 또한, 이 통로(53e)의 상류 단에는 제2캐비티(52b)가 접속되어 있다. 이 제2캐비티(52b)는 이상의 각 실시형태와 동일하게 제2단 연통로(55)를 개재하여 제2단 운동 날개 열(33b)에 접속되어 있음과 동시에, 제3단 연통로(56)를 개재하여 제3단 운동 날개 열(33c)에 접속되어 있다.

[0118] 또한, 본 변형예에서는 제2강제 와류 통로(46b)의 지름 방향 외측의 단부에 제4캐비티(52d)가 접속되어 있다. 이 제4캐비티(52d)는 제4단 연통로(57)를 개재하여, 제4단 운동 날개 열(33d)과 접속되어 있다.

[0119] 이상과 같이, 강제 와류 통로와 각 운동 날개 열을 접속하는 통로는 터빈 로터의 구조에 따라 적절히 형성해도 된다.

[0120] (기타 변형예)

[0121] 제1, 제2 및 제3실시형태의 운동 날개용 중압 초기관(85)이나 제3실시형태의 운동 날개용 저압 초기관(95)에는 공기 조절 밸브(87), (97)나 냉각기(86), (96)를 설치하고 있는데, 이들은 필수가 아니다. 따라서, 이들 초기관에 따른 공기 조절 밸브(87), (97)나 냉각기(86), (96)를 적절히 생략해도 된다.

[0122] 또한, 이상의 실시형태에서는 여러 개의 운동 날개 열(33)에의 냉각 공기가 통하는 강제 와류 통로(46)를 최하류의 운동 날개 열(33)보다도 하류 측에 배치하고 있다. 그러나, 로터 축(32)의 대경부(44)에 따른 어느 단 사이에 강제 와류 통로(46)를 형성해도 된다. 이 경우에서도 강제 와류 통로(46)의 지름 방향 외측의 단에서, 이 통로(46)를 여러 개의 운동 날개 열(33)마다 분기시킴으로써, 강제 와류 통로(46)의 개수를 적게 할 수 있고, 결과로서 로터 축(32)의 길이의 신장화, 여러 단의 단 사이의 거리의 신장화를 억제할 수 있다. 단, 강제 와류 통로(46)는 모든 단 사이의 거리의 신장화를 억제하는 관점에서, 이상의 실시형태와 같이 최하류의 운동 날개 열(33)보다도 하류 측에 형성하는 것이 바람직하다.

[0123] 또한, 이상의 실시형태에서는 모두 압축기 차실(15)에 초기 포트(16), (17)를 형성하고, 압축기 차실(15) 밖 및 터빈 차실(35) 밖에 초기 라인(80)을 배치하고 있다. 그러나 예를 들어, 압축기 로터(11)에 초기 포트를 형성하고, 이 초기 포트에 압축기 로터(11) 및 터빈 로터(31) 내를 축 방향(Da)으로 연장하는 축 방향 통로를 접속해도 된다.

#### 산업상 이용 가능성

[0125] 본 발명의 일 형태에 의하면 압축기로부터의 냉각 공기로 운동 날개를 냉각하면서도 로터 축의 신장화를 억제하여 로터의 진동 특성의 저하를 억제할 수 있다.

#### 부호의 설명

[0126] 1: 가스 터빈 로터

5: 가스 터빈 차실

10: 압축기

- 11: 압축기 로터
- 12: 로터 축
- 13: 운동 날개 열
- 14: 고정 날개 열
- 15: 압축기 차실
- 16: 중압 초기 포트(제1초기 포트)
- 17: 저압 초기 포트(제2초기 포트)
- 19: 공기 압축 유로
- 20: 연소기
- 30: 터빈
- 31: 터빈 로터
- 32: 로터 축
- 33: 운동 날개 열
- 33a: 제1단 운동 날개 열
- 33b: 제2단 운동 날개 열(제1운동 날개 열)
- 33c: 제3단 운동 날개 열(제2운동 날개 열)
- 33d: 제4단 운동 날개 열(제3운동 날개 열)
- 34: 고정 날개 열
- 35: 터빈 차실
- 39: 연소 가스 유로
- 43: 소경부
- 44: 대경부
- 45: 축 방향 통로(제1축 방향 통로)
- 45b: 제2축 방향 통로
- 46: 강제 와류 통로(제1강제 와류 통로)
- 46b: 제2강제 와류 통로
- 47: 제2단 날개 열 통로(제1날개 열 통로)
- 48: 제3단 날개 열 통로(제2날개 열 통로)
- 49, 49a, 49b: 제4단 날개 열 통로(제3날개 열 통로)
- 52a: 제1캐비티
- 52b: 제2캐비티
- 52c: 제3캐비티
- 52d: 제4캐비티
- 52e, 52f: 제5캐비티
- 65: 대경부 단 캐비티
- 66: 공기 수입 공간

67: 예 선회 노즐

70: 베어링

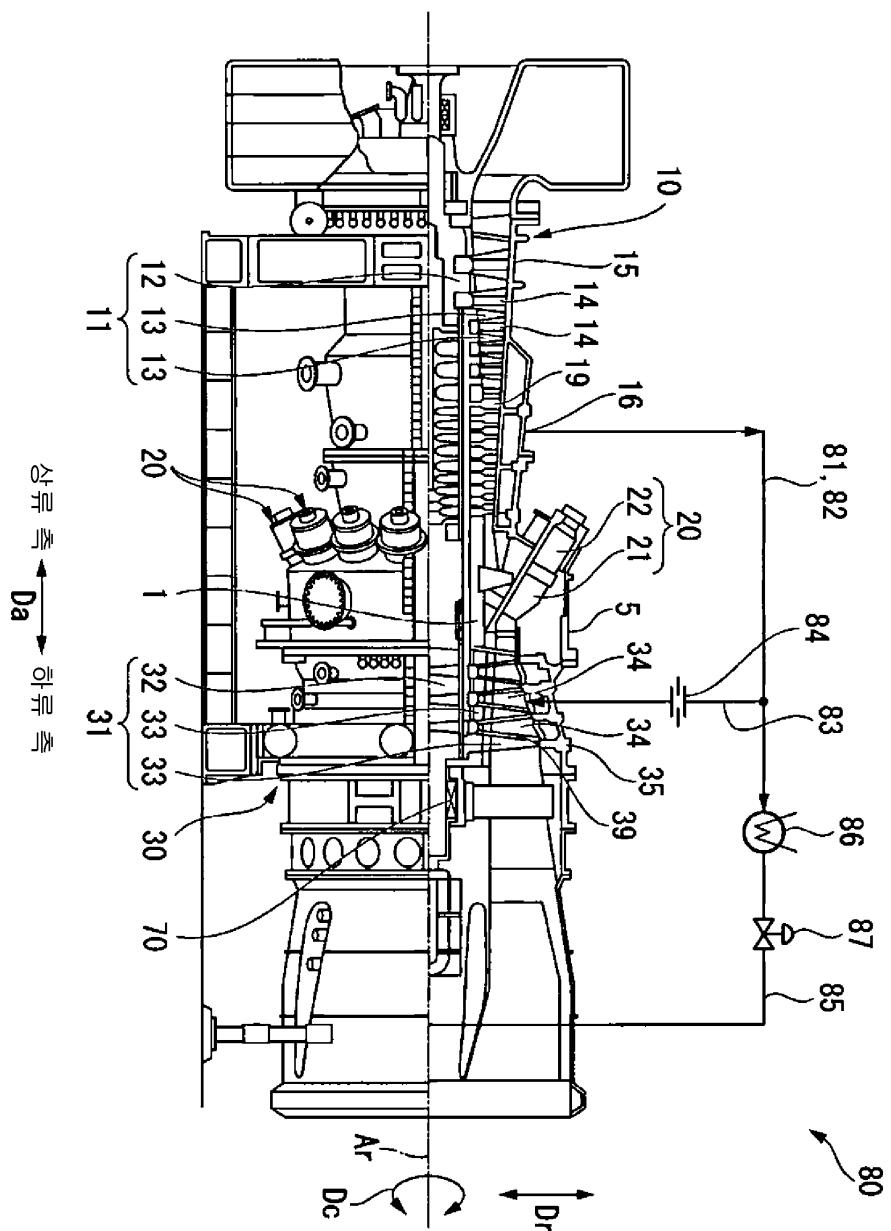
71: 베어링 커버

80, 80b: 초기 라인

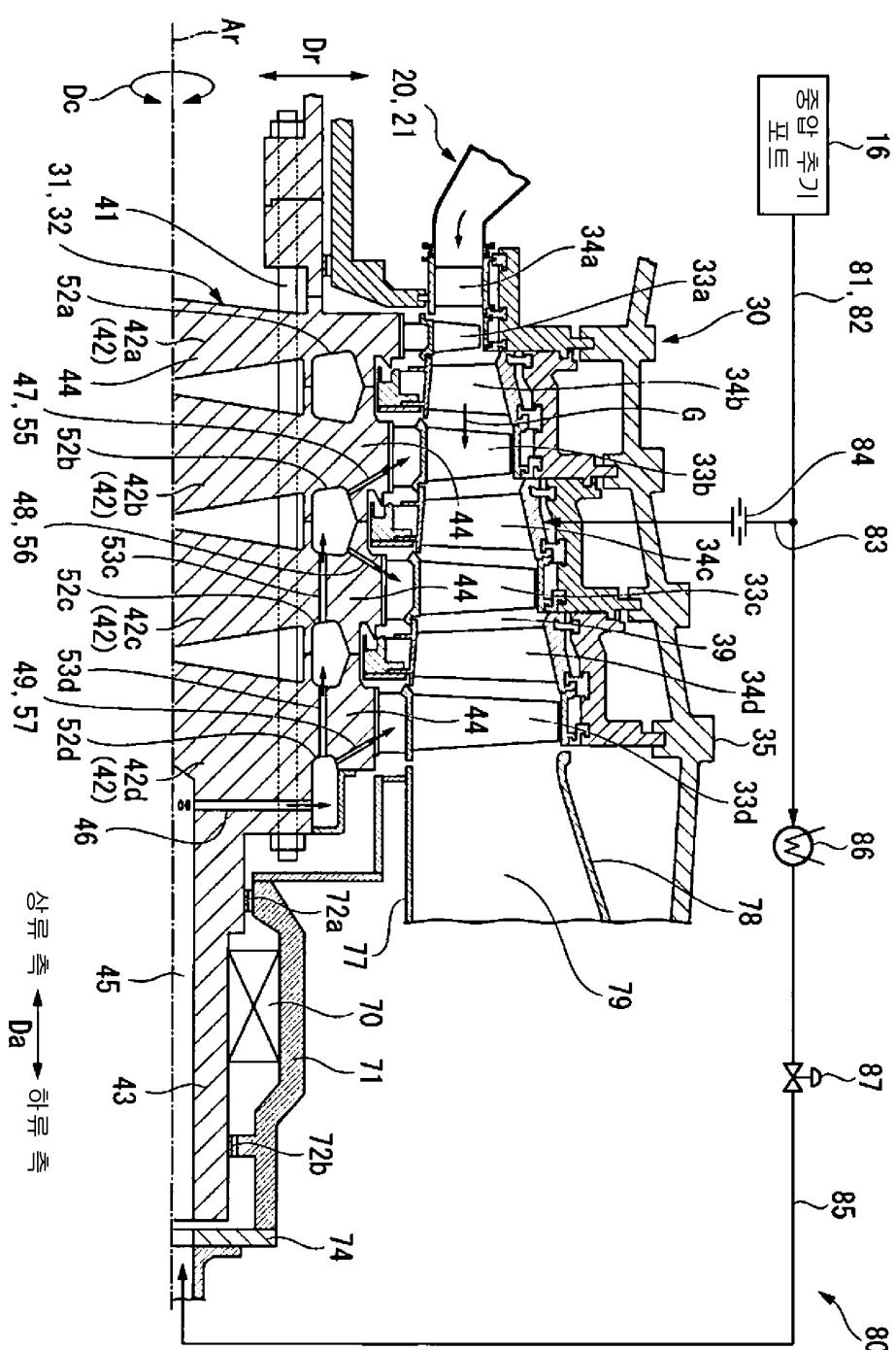
81: 중압 초기관

88: 초기 분기관

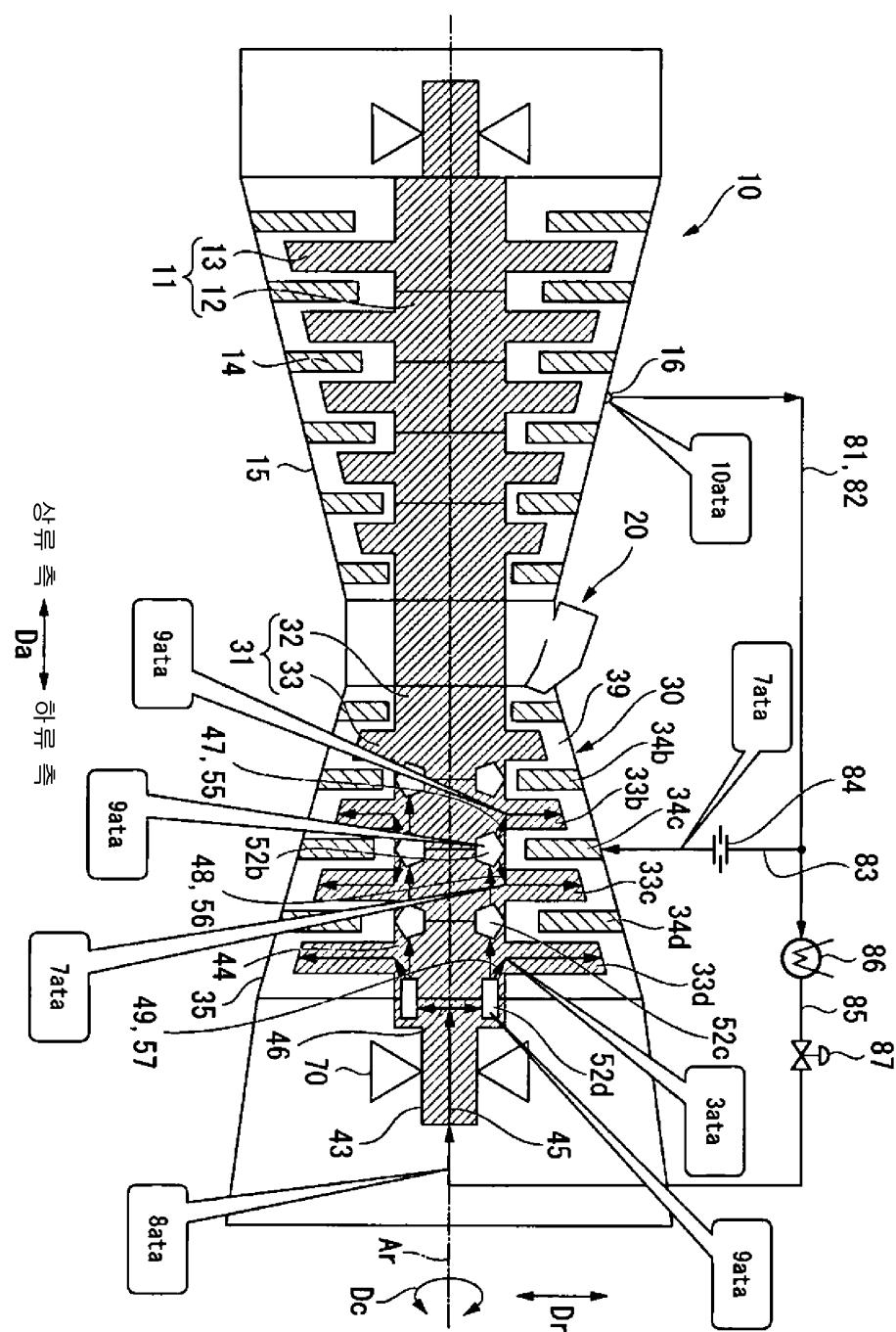
91: 저압 초기관

**도면****도면1**

도면2

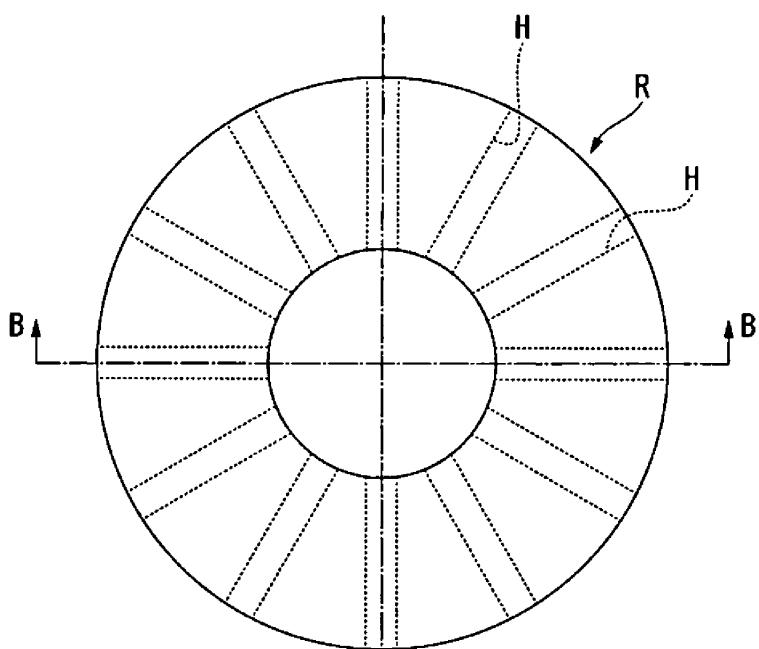


도면3

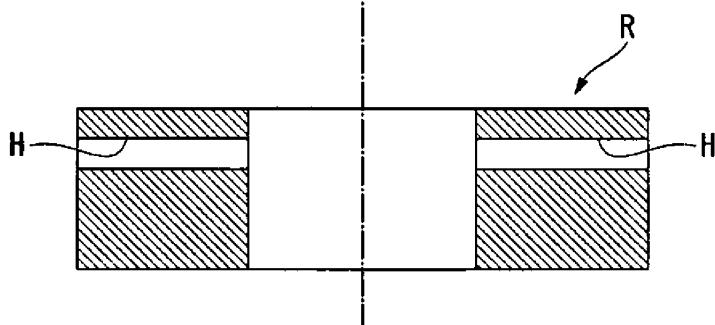


도면4

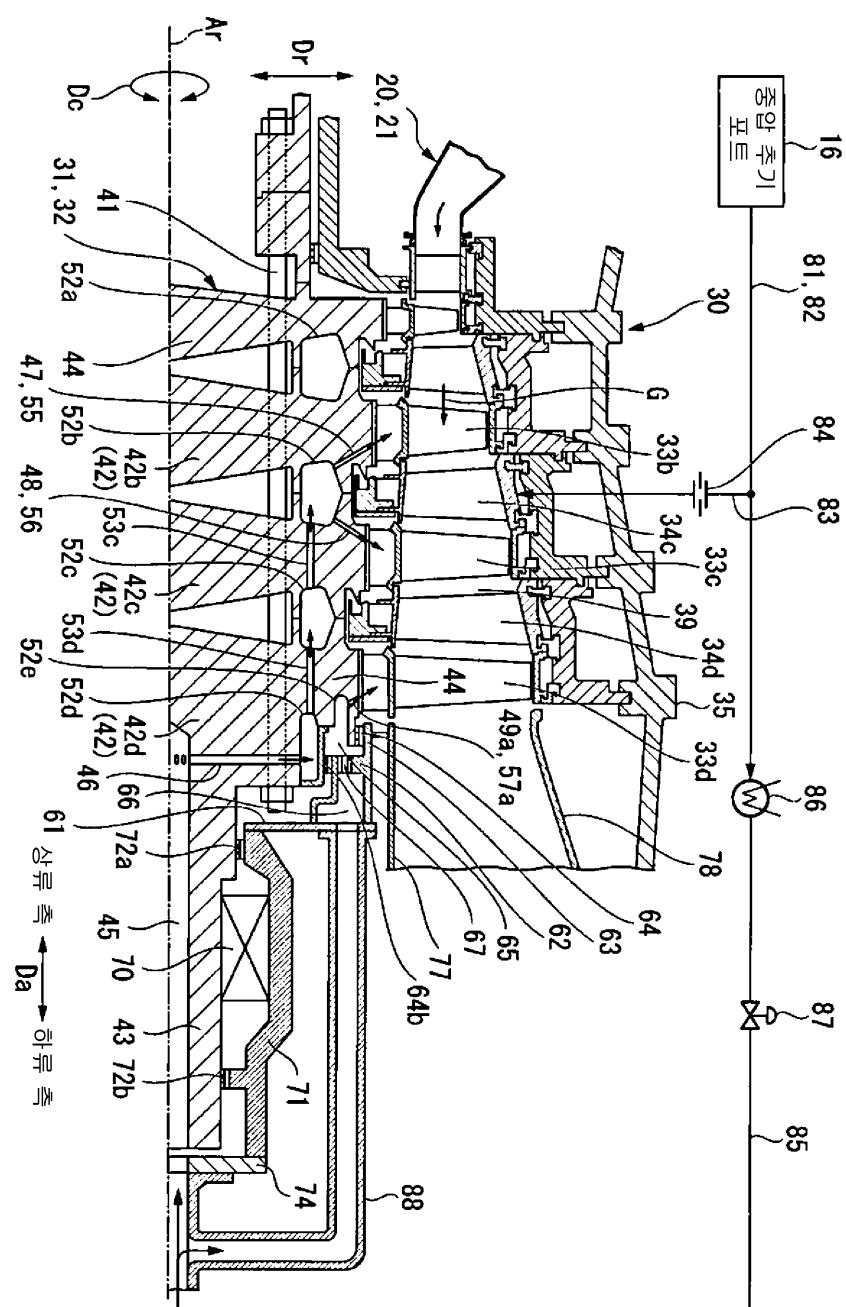
(A)



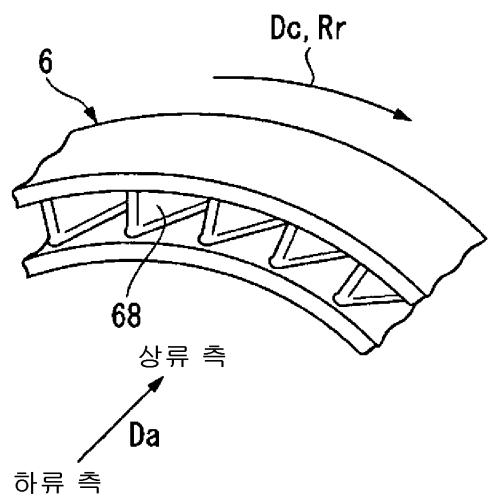
(B)



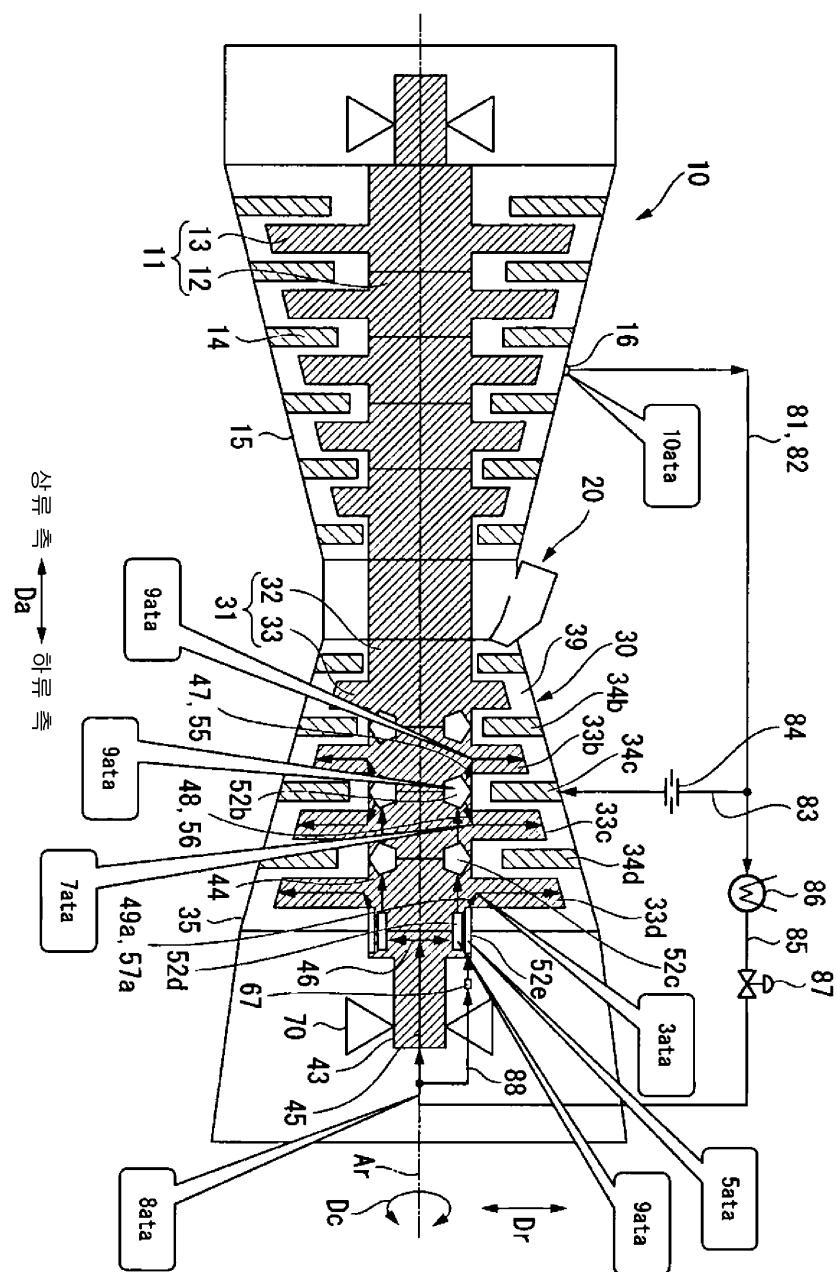
도면5



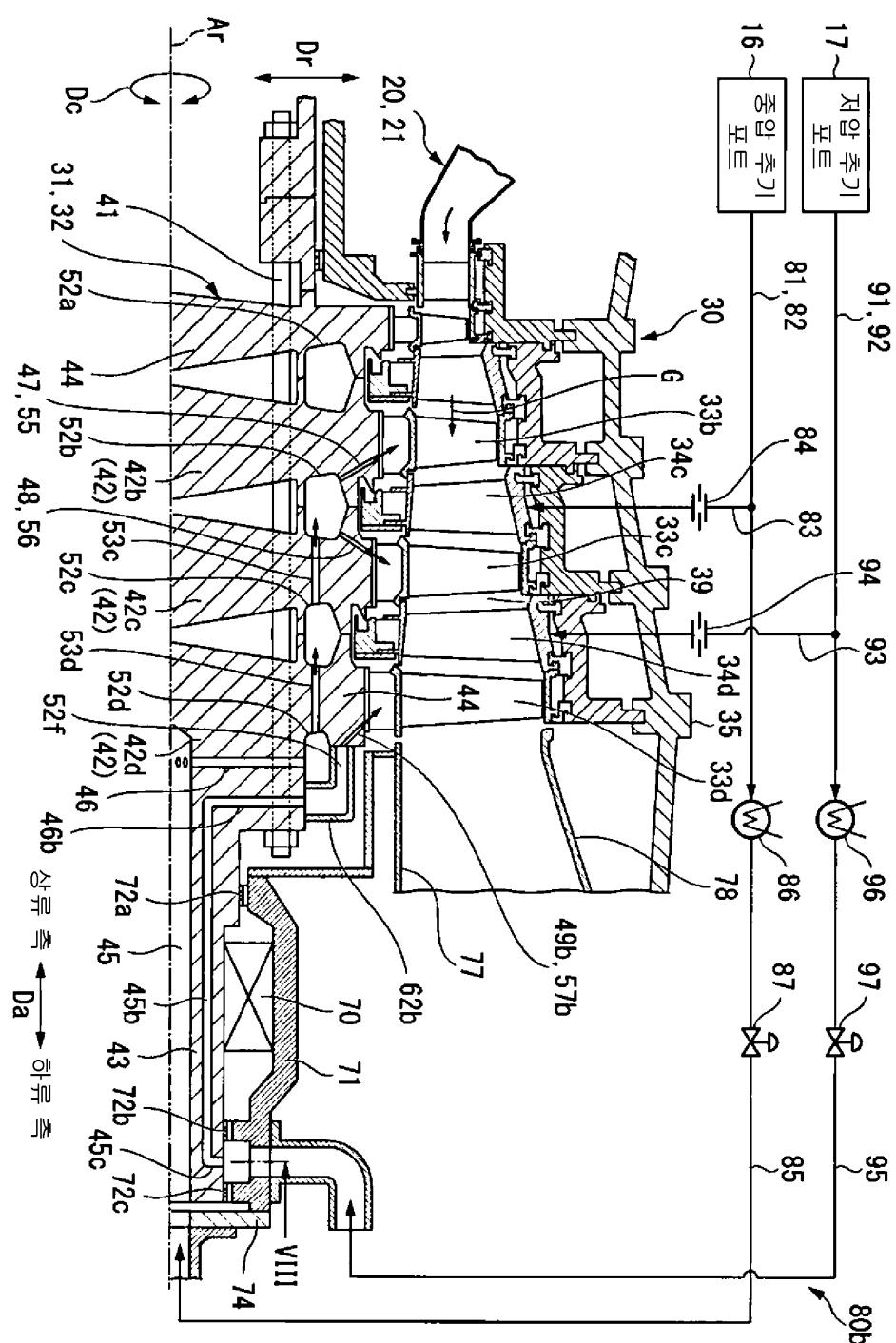
도면6



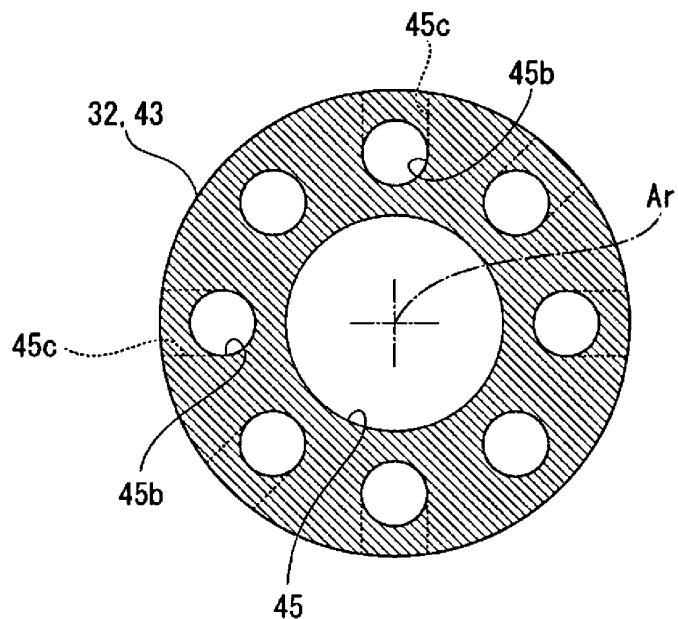
도면7



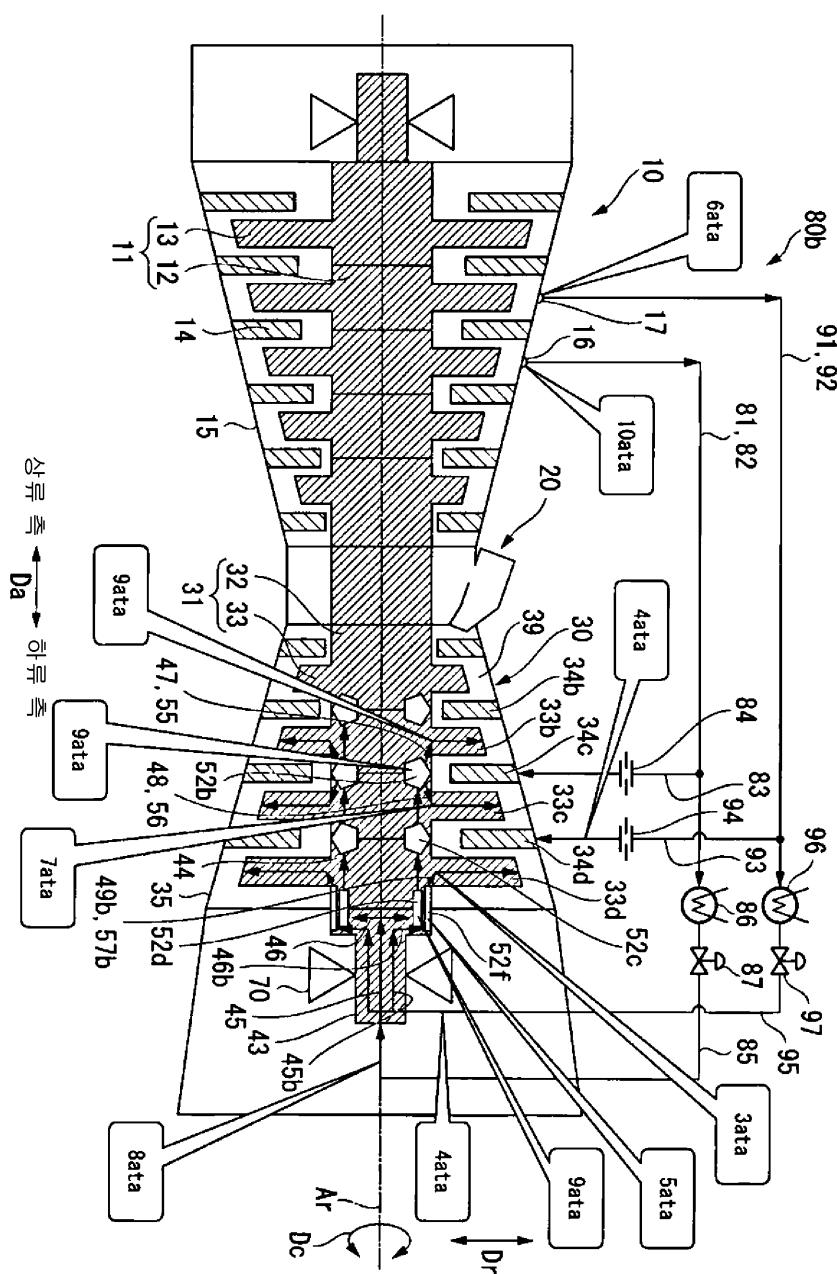
도면8



도면9



도면10



도면11

