



(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2022년04월08일
(11) 등록번호 10-2384441
(24) 등록일자 2022년04월05일

- (51) 국제특허분류(Int. Cl.)
FO1D 5/10 (2006.01) FO1D 25/04 (2006.01)
FO1D 5/16 (2006.01)
- (52) CPC특허분류
FO1D 5/10 (2013.01)
FO1D 25/04 (2013.01)
- (21) 출원번호 10-2020-7021990
- (22) 출원일자(국제) 2019년03월22일
심사청구일자 2020년07월28일
- (85) 번역문제출일자 2020년07월28일
- (65) 공개번호 10-2020-0100184
- (43) 공개일자 2020년08월25일
- (86) 국제출원번호 PCT/JP2019/012080
- (87) 국제공개번호 WO 2019/188780
국제공개일자 2019년10월03일
- (30) 우선권주장
JP-P-2018-060930 2018년03월27일 일본(JP)
- (56) 선행기술조사문헌
JP2007040296 A*
JP2007537385 A*
*는 심사관에 의하여 인용된 문헌

- (73) 특허권자
미즈비시 파워 가부시키키가이샤
일본 가나가와켄 요코하마시 니시쿠 미나토미라이 3초메 3-1
- (72) 발명자
후쿠이 요시오
일본 가나가와켄 요코하마시 니시쿠 미나토미라이 3초메 3-1 미즈비시 히타치 파워 시스템즈 가부시키키가이샤 내
구와바라 마사미츠
일본 가나가와켄 요코하마시 니시쿠 미나토미라이 3초메 3-1 미즈비시 히타치 파워 시스템즈 가부시키키가이샤 내
- (74) 대리인
제일특허법인(유)

전체 청구항 수 : 총 16 항

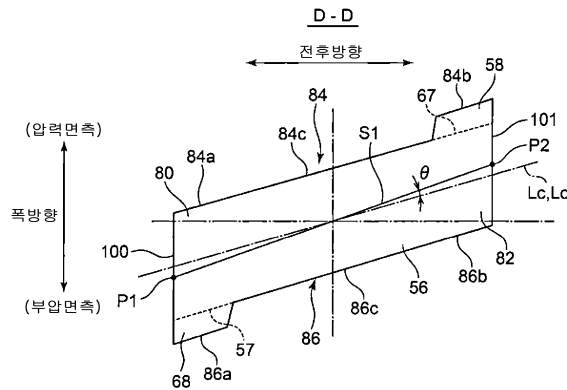
심사관 : 김희영

(54) 발명의 명칭 터빈 날개, 터빈 및 터빈 날개의 고유 진동수의 튜닝 방법

(57) 요약

터빈 날개는 플랫폼과, 상기 플랫폼으로부터 날개 높이방향으로 연장되며, 전연과 후연 사이에서 연장되는 압력면 및 부압면을 갖는 익형부와, 상기 플랫폼을 사이에 두고 상기 익형부와는 상기 날개 높이방향의 반대측에 위치하며, 베어링면을 갖는 익근부와, 상기 플랫폼과 상기 익근부 사이에 위치하는 샹크를 구비하고, 상기 샹크는 상기 익형부의 상기 날개 높이방향에 직교하며, 또한, 상기 전연측의 상기 샹크의 단부의 폭방향의 중앙 위치와, 상기 후연측의 상기 샹크의 단부의 폭방향의 중앙 위치를 연결한 선분이, 상기 익근부의 상기 압력면측의 윤곽과 상기 익근부의 상기 부압면측의 윤곽의 중심선에 대하여 경사지는 단면을 갖는다.

대표도 - 도8



(52) CPC특허분류

F01D 5/16 (2013.01)

F05D 2220/32 (2013.01)

F05D 2260/96 (2013.01)

명세서

청구범위

청구항 1

삭제

청구항 2

플랫폼과,

상기 플랫폼으로부터 날개 높이방향으로 연장되며, 전연과 후연 사이에 있어서 연장되는 압력면 및 부압면을 갖는 익형부와,

상기 플랫폼을 사이에 두고 상기 익형부와는 상기 날개 높이방향의 반대측에 위치하며, 베어링면을 갖는 익근부와,

상기 플랫폼과 상기 익근부 사이에 위치하는 샹크를 구비하고,

상기 샹크는,

상기 익형부의 상기 날개 높이방향에 직교하며,

또한,

상기 전연측의 상기 샹크의 단부의 폭방향의 중앙 위치와, 상기 후연측의 상기 샹크의 단부의 폭방향의 중앙 위치를 연결한 선분이, 상기 익근부의 상기 압력면측의 윤곽과 상기 익근부의 상기 부압면측의 윤곽의 중심선에 대하여 경사지는 단면을 갖고,

상기 샹크는,

(a) 상기 샹크의 상기 압력면측의 제 1 윤곽 중 상기 후연측의 영역은, 상기 제 1 윤곽 중 상기 전연측의 영역보다 상기 압력면측에 외측으로 부풀어 오른 제 1 볼록부를 갖거나,

또는,

(b) 상기 샹크의 상기 부압면측의 제 2 윤곽 중 상기 전연측의 영역은, 상기 제 2 윤곽 중 상기 후연측의 영역보다 상기 부압면측에 외측으로 부풀어 오른 제 2 볼록부를 갖는 것 중,

적어도 한쪽의 조건을 만족하는 상기 단면을 갖는

터빈 날개.

청구항 3

제 2 항에 있어서,

상기 샹크의 상기 압력면측의 제 1 윤곽이,

상기 전연측에 위치하는 제 1 전연측 윤곽과,

상기 후연측에 위치하는 제 1 후연측 윤곽과,

상기 제 1 전연측 윤곽과 상기 제 1 후연측 윤곽 사이에 위치하는 제 1 중앙 윤곽을 포함하며,

상기 샹크의 상기 부압면측의 제 2 윤곽이,

상기 전연측에 위치하는 제 2 전연측 윤곽과,

상기 후연측에 위치하는 제 2 후연측 윤곽과,

상기 제 2 전연측 윤곽과 상기 제 2 후연측 윤곽 사이에 위치하는 제 2 중앙 윤곽을 포함하며,

상기 제 1 블록부 또는 상기 제 2 블록부 중 적어도 한쪽이, 상기 제 1 중앙 윤곽과 상기 제 2 중앙 윤곽 사이의 거리가 최소가 되는 상기 생크의 날개 높이방향 위치를 포함하며, 또한, 상기 날개 높이방향 위치의 양측을 포함하는 날개 높이방향 범위에 걸쳐서, 상기 생크의 높이방향으로 연장되어 있는

터빈 날개.

청구항 4

제 3 항에 있어서,

상기 제 1 블록부 또는 상기 제 2 블록부 중 적어도 한쪽이, 상기 생크의 날개 높이방향에 있어서, 상기 플랫폼의 하면과 상기 베어링면의 상단 사이의 전체 범위에 걸쳐서 연장되어 있는

터빈 날개.

청구항 5

제 2 항 내지 제 4 항 중 어느 한 항에 있어서,

상기 제 1 블록부 또는 상기 제 2 블록부 중 적어도 한쪽은, 상기 단면 내에 있어서, 상기 중심선에 평행하게 직선형상으로 연장되는

터빈 날개.

청구항 6

플랫폼과,

상기 플랫폼으로부터 날개 높이방향으로 연장되며, 전연과 후연 사이에 있어서 연장되는 압력면 및 부압면을 갖는 익형부와,

상기 플랫폼을 사이에 두고 상기 익형부와는 상기 날개 높이방향의 반대측에 위치하며, 베어링면을 갖는 익근부와,

상기 플랫폼과 상기 익근부 사이에 위치하는 생크를 구비하고,

상기 생크는,

상기 익형부의 상기 날개 높이방향에 직교하며,

또한,

상기 전연측의 상기 생크의 단부의 폭방향의 중앙 위치와, 상기 후연측의 상기 생크의 단부의 폭방향의 중앙 위치를 연결한 선분이, 상기 익근부의 상기 압력면측의 윤곽과 상기 익근부의 상기 부압면측의 윤곽의 중심선에 대하여 경사지는 단면을 갖고,

상기 생크는,

(c) 상기 생크의 상기 압력면측의 제 1 윤곽 중 상기 후연측의 영역은, 상기 제 1 윤곽 중 상기 전연측의 영역보다 상기 압력면측으로부터 내측으로 오목한 제 1 오목부를 갖거나,

또는,

(d) 상기 생크의 상기 부압면측의 제 2 윤곽 중 상기 전연측의 영역은, 상기 제 2 윤곽 중 상기 후연측의 영역보다 상기 부압면측으로부터 내측으로 오목한 제 2 오목부를 갖는 것 중,

적어도 한쪽의 조건을 만족하는 상기 단면을 갖는

터빈 날개.

청구항 7

플랫폼과,

상기 플랫폼으로부터 날개 높이방향으로 연장되며, 전연과 후연 사이에 있어서 연장되는 압력면 및 부압면을 갖

는 익형부와,
 상기 플랫폼을 사이에 두고 상기 익형부와는 상기 날개 높이방향의 반대측에 위치하며, 베어링면을 갖는 익근부와,
 상기 플랫폼과 상기 익근부 사이에 위치하는 샹크를 구비하고,
 상기 샹크는,
 상기 익형부의 상기 날개 높이방향에 직교하며,
 또한,
 상기 전연측의 상기 샹크의 단부의 폭방향의 중앙 위치와, 상기 후연측의 상기 샹크의 단부의 폭방향의 중앙 위치를 연결한 선분이, 상기 익근부의 상기 압력면측의 윤곽과 상기 익근부의 상기 부압면측의 윤곽의 중심선에 대하여 경사지는 단면을 갖고,
 상기 샹크는, 상기 단면에 있어서,
 상기 샹크의 상기 압력면측의 제 1 윤곽이, 상기 후연측의 영역을 제외한 영역에 있어서, 상기 익근부의 상기 중심선에 평행하게 직선형상으로 연장되는 제 1 직선부를 포함하며,
 상기 샹크의 상기 부압면측의 제 2 윤곽이, 상기 전연측의 영역을 제외한 영역에 있어서, 상기 익근부의 상기 중심선에 평행하게 직선형상으로 연장되는 제 2 직선부를 포함하는
 터빈 날개.

청구항 8

플랫폼과,
 상기 플랫폼으로부터 날개 높이방향으로 연장되며, 전연과 후연 사이에 있어서 연장되는 압력면 및 부압면을 갖는 익형부와,
 상기 플랫폼을 사이에 두고 상기 익형부와는 상기 날개 높이방향의 반대측에 위치하며, 베어링면을 갖는 익근부와,
 상기 플랫폼과 상기 익근부 사이에 위치하는 샹크를 구비하고,
 상기 샹크는,
 상기 익형부의 상기 날개 높이방향에 직교하며,
 또한,
 상기 전연측의 상기 샹크의 단부의 폭방향의 중앙 위치와, 상기 후연측의 상기 샹크의 단부의 폭방향의 중앙 위치를 연결한 선분이, 상기 익근부의 상기 압력면측의 윤곽과 상기 익근부의 상기 부압면측의 윤곽의 중심선에 대하여 경사지는 단면을 갖고,
 상기 샹크의 상기 압력면측의 제 1 윤곽이,
 상기 전연측에 위치하는 제 1 전연측 윤곽과,
 상기 후연측에 위치하는 제 1 후연측 윤곽과,
 상기 제 1 전연측 윤곽과 상기 제 1 후연측 윤곽 사이에 위치하는 제 1 중앙 윤곽을 포함하며,
 상기 샹크의 상기 부압면측의 제 2 윤곽이,
 상기 전연측에 위치하는 제 2 전연측 윤곽과,
 상기 후연측에 위치하는 제 2 후연측 윤곽과,
 상기 제 2 전연측 윤곽과 상기 제 2 후연측 윤곽 사이에 위치하는 제 2 중앙 윤곽을 포함하며,
 상기 샹크는,

(e) 상기 선분의 중점을 지나며, 또한, 상기 익근부의 상기 중심선에 평행한 기준선으로부터의 거리가, 상기 제 1 중앙 윤곽, 상기 제 1 전연측 윤곽, 상기 제 1 후연측 윤곽의 순서로 커지거나,

또는,

(f) 상기 기준선으로부터의 거리가, 상기 제 2 중앙 윤곽, 상기 제 2 후연측 윤곽, 상기 제 2 전연측 윤곽의 순서로 커지는 것 중,

적어도 한쪽의 조건을 만족하는 상기 단면을 갖는

터빈 날개.

청구항 9

제 8 항에 있어서,

상기 생크는, 상기 제 1 중앙 윤곽과 상기 제 2 중앙 윤곽 사이의 거리가 최소가 되는 상기 생크의 높이방향 위치에 있어서, 상기 (e) 또는 상기 (f) 중 적어도 한쪽의 조건을 만족하는 상기 단면을 갖는

터빈 날개.

청구항 10

플랫폼과,

상기 플랫폼으로부터 날개 높이방향으로 연장되며, 전연과 후연 사이에 있어서 연장되는 압력면 및 부압면을 갖는 익형부와,

상기 플랫폼을 사이에 두고 상기 익형부와는 상기 날개 높이방향의 반대측에 위치하며, 베어링면을 갖는 익근부와,

상기 플랫폼과 상기 익근부 사이에 위치하는 생크를 구비하고,

상기 생크는,

상기 익형부의 상기 날개 높이방향에 직교하며,

또한,

상기 전연측의 상기 생크의 단부의 폭방향의 중앙 위치와, 상기 후연측의 상기 생크의 단부의 폭방향의 중앙 위치를 연결한 선분이, 상기 익근부의 상기 압력면측의 윤곽과 상기 익근부의 상기 부압면측의 윤곽의 중심선에 대하여 경사지는 단면을 갖고,

상기 생크의 상기 압력면측의 제 1 윤곽이,

상기 전연측에 위치하는 제 1 전연측 윤곽과,

상기 후연측에 위치하는 제 1 후연측 윤곽과,

상기 제 1 전연측 윤곽과 상기 제 1 후연측 윤곽 사이에 위치하는 제 1 중앙 윤곽을 포함하며,

상기 생크의 상기 부압면측의 제 2 윤곽이,

상기 전연측에 위치하는 제 2 전연측 윤곽과,

상기 후연측에 위치하는 제 2 후연측 윤곽과,

상기 제 2 전연측 윤곽과 상기 제 2 후연측 윤곽 사이에 위치하는 제 2 중앙 윤곽을 포함하며,

상기 생크는,

(g) 상기 선분의 중점을 지나며, 또한, 상기 익근부의 상기 중심선에 평행한 기준선으로부터의 거리가, 상기 제 1 중앙 윤곽, 상기 제 1 후연측 윤곽, 상기 제 1 전연측 윤곽의 순서로 커지거나,

또는,

(h) 상기 기준선으로부터의 거리가, 상기 제 2 중앙 윤곽, 상기 제 2 전연측 윤곽, 상기 제 2 후연측

윤곽의 순서로 커지는 것 중,
적어도 한쪽의 조건을 만족하는 상기 단면을 갖는
터빈 날개.

청구항 11

제 10 항에 있어서,
상기 샙크는, 상기 제 1 중앙 윤곽과 상기 제 2 중앙 윤곽 사이의 거리가 최소가 되는 상기 샙크의 높이방향 위치에 있어서, 상기 (g) 또는 상기 (h) 중 적어도 한쪽의 조건을 만족하는 상기 단면을 갖는
터빈 날개.

청구항 12

제 2 항 내지 제 4 항 또는 제 6 항 중 어느 한 항에 기재된 터빈 날개와,
상기 터빈 날개의 상기 익근부와 맞물리는 날개 홈을 갖는 로터 디스크를 구비하는
터빈.

청구항 13

플랫폼과,
상기 플랫폼으로부터 날개 높이방향으로 연장되며, 전연과 후연 사이에 있어서 연장되는 압력면 및 부압면을 갖는 익형부와,
상기 플랫폼을 사이에 두고 상기 익형부와는 상기 날개 높이방향의 반대측에 위치하며, 베어링면을 갖는 익근부와,
상기 플랫폼과 상기 익근부 사이에 위치하는 샙크를 구비하고,
상기 샙크가,
 상기 익형부의 상기 날개 높이방향에 직교하며,
 또한,
 상기 전연측의 상기 샙크의 단부의 폭방향의 중앙 위치와, 상기 후연측의 상기 샙크의 단부의 폭방향의 중앙 위치를 연결한 선분이, 상기 익근부의 상기 압력면측의 윤곽과 상기 익근부의 상기 부압면측의 윤곽의 중심선에 대하여 경사지는 단면을 갖는, 터빈 날개의 고유 진동수의 튜닝 방법에 있어서,
상기 익근부의 상기 중심선에 대한 상기 선분의 각도가 변화하도록, 상기 샙크의 외형을 가공하는 단계를 구비하는
터빈 날개의 고유 진동수의 튜닝 방법.

청구항 14

제 13 항에 있어서,
상기 샙크의 외형의 가공에 의해, 상기 터빈 날개의 상기 익형부가 상기 중심선을 따라서 진동하는 모드의 고유 진동수를 조정하는
터빈 날개의 고유 진동수의 튜닝 방법.

청구항 15

제 13 항 또는 제 14 항에 있어서,
상기 샙크는, 상기 단면에 있어서,
 (a) 상기 샙크의 상기 압력면측의 제 1 윤곽 중 상기 후연측의 영역은, 상기 제 1 윤곽 중 상기 전연측

의 영역보다 상기 압력면측에 외측으로 부풀어 오른 제 1 블록부를 갖거나,

또는,

(b) 상기 샙크의 상기 부압면측의 제 2 윤곽 중 상기 전연측의 영역은, 상기 제 2 윤곽 중 상기 후연측의 영역보다 상기 부압면측에 외측으로 부풀어 오른 제 2 블록부를 갖는 것 중,

적어도 한쪽의 조건을 만족하고,

상기 외형을 가공하는 단계에서는,

상기 샙크의 상기 폭방향에 있어서의 상기 제 1 블록부의 돌출량, 또는, 상기 제 1 윤곽 중 상기 제 1 블록부가 차지하는 범위의 크기,

또는,

상기 샙크의 상기 폭방향에 있어서의 상기 제 2 블록부의 돌출량, 또는, 상기 제 2 윤곽 중 상기 제 2 블록부가 차지하는 범위의 크기 중,

적어도 한쪽을 조절하는

터빈 날개의 고유 진동수의 튜닝 방법.

청구항 16

제 13 항 또는 제 14 항에 있어서,

상기 샙크는, 상기 단면에 있어서,

(c) 상기 샙크의 상기 압력면측의 제 1 윤곽 중 상기 후연측의 영역은, 상기 제 1 윤곽 중 상기 전연측의 영역보다 상기 압력면측으로부터 내측으로 오목한 제 1 오목부를 갖거나,

또는,

(d) 상기 샙크의 상기 부압면측의 제 2 윤곽 중 상기 전연측의 영역은, 상기 제 2 윤곽 중 상기 후연측의 영역보다 상기 부압면측으로부터 내측으로 오목한 제 2 오목부를 갖는 것 중,

적어도 한쪽의 조건을 만족하고,

상기 외형을 가공하는 단계에서는,

상기 샙크의 상기 폭방향에 있어서의 상기 제 1 오목부의 오목량, 또는, 상기 제 1 윤곽 중 상기 제 1 오목부가 차지하는 범위의 크기,

또는,

상기 샙크의 상기 폭방향에 있어서의 상기 제 2 오목부의 오목량, 또는, 상기 제 2 윤곽 중 상기 제 2 오목부가 차지하는 범위의 크기 중,

적어도 한쪽을 조절하는

터빈 날개의 고유 진동수의 튜닝 방법.

청구항 17

플랫폼과,

상기 플랫폼으로부터 날개 높이방향으로 연장되며, 전연과 후연 사이에서 연장되는 압력면 및 부압면을 갖는 익형부와,

상기 플랫폼을 사이에 두고 상기 익형부와는 반대측에 위치하며, 베어링면을 갖는 익근부와,

상기 플랫폼과 상기 익근부 사이에 위치하는 샙크를 구비하는, 터빈 날개의 고유 진동수의 튜닝 방법에 있어서,

상기 샙크의 상기 압력면측의 제 1 윤곽 중 상기 후연측의 영역, 또는, 상기 샙크의 상기 부압면측의 제 2 윤곽 중 상기 전연측의 영역 중 적어도 한쪽에 있어서, 상기 샙크의 외형을 가공하는 단계를 구비하고,

상기 외형을 가공하는 단계에서는, 상기 익근부의 상기 압력면측의 상기 제 1 윤곽과 상기 익근부의 상기 부압면측의 상기 제 2 윤곽의 중심선에 대한, 상기 전연측의 상기 생크의 단부의 폭방향의 중앙 위치와, 상기 후연측의 상기 생크의 단부의 폭방향의 중앙 위치를 연결한 선분의 각도 θ 가 변화하도록, 상기 생크의 상기 외형을 가공하는

터빈 날개의 고유 진동수의 튜닝 방법.

발명의 설명

기술 분야

[0001] 본 개시는 터빈 날개, 터빈 및 터빈 날개의 고유 진동수의 튜닝 방법에 관한 것이다.

배경 기술

[0002] 가스 터빈이나 증기 터빈 등의 터빈의 날개는, 터빈의 운전 중에 연소 가스 흐름이나 증기 흐름의 변동이나 회전에 의해 발생하는 여진력을 받는다. 이와 같은 여진력에 의해 생기는 공진 현상은 터빈 날개나 로터 디스크 등의 손상의 원인이 될 수 있다.

[0003] 그래서, 터빈 날개에 있어서의 공진의 발생을 회피하기 위해, 터빈 날개의 고유 진동수를 튜닝하는 것이 제안되고 있다.

[0004] 예를 들어, 특허문헌 1에는, 코어재와, 상기 코어재의 양측에 마련되는 스킨재를 포함하는 복층 구조의 재료로 구성된 터빈 날개(중공 블레이드)가 개시되어 있다. 이 터빈 날개를 구성하는 코어재에는, 터빈 날개의 강성을 높이기 위한 딥플(dimple)이 다수 마련되어 있다. 그리고, 코어재에 있어서의 딥플의 밀도에 분포를 갖게 하는 것에 의해 터빈 날개의 강성 분포를 조정하고, 이에 의해 터빈 날개의 고유 진동수를 조정하도록 되어 있다.

선행기술문헌

특허문헌

[0005] (특허문헌 0001) 일본 특허 공개 제 2002-248901호 공보

발명의 내용

해결하려는 과제

[0006] 그런데, 터빈 날개의 진동 모드는 복수종 존재하며, 진동 모드마다 공진 주파수가 상이하다.

[0007] 그래서, 특정의 진동 모드의 공진 주파수를 제외하고, 터빈 날개에 공진 현상이 생기지 않는 고유 진동수를 선택적으로 조정하는 것이 요구된다.

[0008] 상술의 사정을 감안하여, 본 발명의 적어도 일 실시형태는, 특정의 진동 모드의 공진 주파수를 제외하고, 고유 진동수를 선택적으로 조절하는 것이 가능한 터빈 날개 및 이것을 구비한 터빈 및 터빈 날개의 고유 진동수의 튜닝 방법을 제공하는 것을 목적으로 한다.

과제의 해결 수단

[0009] (1) 본 발명의 적어도 일 실시형태에 따른 터빈 날개는,

[0010] 플랫폼과,

[0011] 상기 플랫폼으로부터 날개 높이방향으로 연장되며, 전연과 후연 사이에 있어서 연장되는 압력면 및 부압면을 갖는 익형부와,

[0012] 상기 플랫폼을 사이에 두고 상기 익형부와는 상기 날개 높이방향의 반대측에 위치하며, 베어링면을 갖는 익근부와,

[0013] 상기 플랫폼과 상기 익근부 사이에 위치하는 생크(shank)를 구비하고,

- [0014] 상기 생크는,
- [0015] 상기 익형부의 상기 날개 높이방향에 직교하며,
- [0016] 또한,
- [0017] 상기 전연측의 상기 생크의 단부의 폭방향의 중앙 위치와, 상기 후연측의 상기 생크의 단부의 폭방향의 중앙 위치를 연결한 선분이, 상기 익근부의 상기 압력면측의 윤곽과 상기 익근부의 상기 부압면측의 윤곽의 중심선에 대하여 경사지는 단면을 갖는다.
- [0018] 상기 (1)의 구성에 의하면, 생크는 날개 높이방향 중 어느 하나의 위치에 있어서, 날개 높이방향에 직교하며, 또한, 전연측의 생크의 단부의 폭방향의 중앙 위치와, 후연측의 생크의 단부의 폭방향의 중앙 위치를 연결한 선분이, 익근부의 압력면측의 윤곽과 익근부의 부압면측의 윤곽의 중심선(이하, "익근부의 중심선"이라고도 함)에 대하여 경사지는 단면을 갖는다. 즉, 이 단면에 있어서, 생크는 한쌍의 대각(對角)의 위치 중 적어도 한쪽에 있어서, 폭방향으로 돌출 또는 오목한 형상을 갖고 있으므로, 상술의 선분이 익근부의 중심선에 대하여 평행인 경우에 비해, 상기 위치에서의 생크의 강성이 증대 또는 감소하게 된다. 이에 의해, 이 한쌍의 대각의 위치에 비교적 큰 응력이 생기는 진동 모드의 고유 진동수를 선택적으로 증대 또는 감소시킬 수 있다. 이와 같이 하여, 다른 진동 모드의 고유 진동수에 미치는 영향을 억제하면서, 특정의 진동 모드의 고유 진동수를 선택적으로 조절할 수 있다. 이에 의해, 터빈 날개의 진동에 기인하는 손상을 억제할 수 있다.
- [0019] (2) 몇 가지의 실시형태에서는, 상기 (1)의 구성에 있어서,
- [0020] 상기 생크는,
- [0021] (a) 상기 생크의 상기 압력면측의 제 1 윤곽 중 상기 후연측의 영역은, 상기 제 1 윤곽 중 상기 전연측의 영역보다 상기 압력면측에 외측으로 부풀어 오른 제 1 볼록부를 갖거나,
- [0022] 또는,
- [0023] (b) 상기 생크의 상기 부압면측의 제 2 윤곽 중 상기 전연측의 영역은, 상기 제 2 윤곽 중 상기 후연측의 영역보다 상기 부압면측에 외측으로 부풀어 오른 제 2 볼록부를 갖는 것 중,
- [0024] 적어도 한쪽의 조건을 만족하는 상기 단면을 갖는다.
- [0025] 상기 (2)의 구성에 의하면, 날개 높이방향 중 어느 하나의 위치에서의 상술의 단면에 있어서, 압력면측 또한 후연측의 영역, 및 부압면측 또한 전연측의 영역을 포함하는 한쌍의 대각의 위치(영역) 중 적어도 한쪽에 볼록부(제 1 볼록부 또는 제 2 볼록부)를 마련했으므로, 상기 볼록부를 마련한 위치에서의 강성을 향상시킬 수 있다. 따라서, 익형부가 전술의 중심선을 따라서 진동하는 진동 모드(즉, 상술의 한쌍의 대각의 위치에 있어서 비교적 큰 응력이 생기는 진동 모드)의 고유 진동수를 선택적으로 조절할 수 있다.
- [0026] (3) 몇 가지의 실시형태에서는, 상기 (2)의 구성에 있어서,
- [0027] 상기 생크의 상기 압력면측의 제 1 윤곽이,
- [0028] 상기 전연측에 위치하는 제 1 전연측 윤곽과,
- [0029] 상기 후연측에 위치하는 제 1 후연측 윤곽과,
- [0030] 상기 제 1 전연측 윤곽과 상기 제 1 후연측 윤곽 사이에 위치하는 제 1 중앙 윤곽을 포함하며,
- [0031] 상기 생크의 상기 부압면측의 제 2 윤곽이,
- [0032] 상기 전연측에 위치하는 제 2 전연측 윤곽과,
- [0033] 상기 후연측에 위치하는 제 2 후연측 윤곽과,
- [0034] 상기 제 2 전연측 윤곽과 상기 제 2 후연측 윤곽 사이에 위치하는 제 2 중앙 윤곽을 포함하며,
- [0035] 상기 제 1 볼록부 또는 상기 제 2 볼록부 중 적어도 한쪽이, 상기 제 1 중앙 윤곽과 상기 제 2 중앙 윤곽 사이의 거리가 최소가 되는 상기 생크의 높이방향 위치를 포함하며, 또한, 상기 높이방향 위치의 양측을 포함하는 높이방향 범위에 걸쳐서, 상기 생크의 높이방향으로 연장되어 있다.
- [0036] 상기 (3)의 구성에 의하면, 압력면측의 제 1 중앙 윤곽과, 부압면측의 제 2 중앙 윤곽 사이의 거리(생크의

두께)가 최소가 되는 위치를 포함하는 날개 높이방향 범위에 있어서, 상기 (2)에서 설명한 단면을 갖는다. 즉, 이 단면에 있어서, 압력면측 또한 후연측의 영역, 및 부압면측 또한 전연측의 영역을 포함하는 한쌍의 대각의 위치(영역) 중 적어도 한쪽에 볼록부(제 1 볼록부 또는 제 2 볼록부)를 마련했으므로, 볼록부를 마련한 위치에서의 강성을 향상시켜, 익형부가 전술의 중심선을 따라서 진동하는 진동 모드의 고유 진동수를 선택적으로 조절할 수 있다. 따라서, 터빈 날개의 손상을 보다 효과적으로 억제할 수 있다.

- [0037] (4) 몇 가지의 실시형태에서는, 상기 (3)의 구성에 있어서,
- [0038] 상기 제 1 볼록부 또는 상기 제 2 볼록부 중 적어도 한쪽이, 상기 생크의 높이방향에 있어서, 상기 플랫폼의 하면과 상기 베어링면의 상단 사이의 전체 범위에 걸쳐서 연장되어 있다.
- [0039] 상기 (4)의 구성에 의하면, 제 1 볼록부 또는 제 2 볼록부 중 적어도 한쪽을, 생크의 높이방향에 있어서, 플랫폼의 하면과 베어링면의 상단 사이의 전체 범위에 걸쳐서 연장되도록 마련했으므로, 상기 제 1 볼록부 또는 제 2 볼록부의 위치에서 강성을 확실히 높일 수 있다. 따라서, 익형부가 전술의 중심선을 따라서 진동하는 진동 모드의 고유 진동수를 보다 효과적으로 조절할 수 있다.
- [0040] (5) 몇 가지의 실시형태에서는, 상기 (2) 내지 (4) 중 어느 하나의 구성에 있어서,
- [0041] 상기 제 1 볼록부 또는 상기 제 2 볼록부 중 적어도 한쪽은, 상기 단면 내에서, 상기 중심선에 평행하게 직선형상으로 연장된다.
- [0042] 상기 (5)의 구성에 의하면, 제 1 볼록부 또는 제 2 볼록부 중 적어도 한쪽을, 상술의 단면 내에서 전술의 중심선에 평행하게 직선형상으로 연장되도록 형성했으므로, 이들 볼록부를 마련하지 않는 경우와 비교하여, 생크부의 형상을 크게 변경하지 않고, 상기 (2)의 구성을 실현할 수 있다.
- [0043] (6) 몇 가지의 실시형태에서는, 상기 (1)의 구성에 있어서,
- [0044] 상기 생크는,
- [0045] (c) 상기 생크의 상기 압력면측의 제 1 윤곽 중 상기 후연측의 영역은, 상기 제 1 윤곽 중 상기 전연측의 영역보다 상기 압력면측으로부터 내측으로 오목한 제 1 오목부를 갖거나,
- [0046] 또는,
- [0047] (d) 상기 생크의 상기 부압면측의 제 2 윤곽 중 상기 전연측의 영역은, 상기 제 2 윤곽 중 상기 후연측의 영역보다 상기 부압면측으로부터 내측으로 오목한 제 2 오목부를 갖는 것 중,
- [0048] 적어도 한쪽의 조건을 만족하는 상기 단면을 갖는다.
- [0049] 상기 (6)의 구성에 의하면, 날개 높이방향 중 어느 하나의 위치에서의 상술의 단면에 있어서, 압력면측 또한 후연측의 영역, 및 부압면측 또한 전연측의 영역을 포함하는 한쌍의 대각의 위치(영역) 중 적어도 한쪽에 오목부(제 1 오목부 또는 제 2 오목부)를 마련했으므로, 상기 오목부를 마련한 위치에서의 강성을 저감시킬 수 있다. 따라서, 익형부가 전술의 중심선을 따라서 진동하는 진동 모드의 고유 진동수를 선택적으로 조절할 수 있다.
- [0050] (7) 몇 가지의 실시형태에서는, 상기 (1) 내지 (6) 중 어느 하나의 구성에 있어서,
- [0051] 상기 생크는, 상기 단면에 있어서,
- [0052] 상기 생크의 상기 압력면측의 제 1 윤곽이, 상기 후연측의 영역을 제외한 영역에 있어서, 상기 익근부의 상기 중심선에 평행하게 직선형상으로 연장되는 제 1 직선부를 포함하며,
- [0053] 상기 생크의 상기 부압면측의 제 2 윤곽이, 상기 전연측의 영역을 제외한 영역에 있어서, 상기 익근부의 상기 중심선에 평행하게 직선형상으로 연장되는 제 2 직선부를 포함한다.
- [0054] 상기 (7)의 구성에 의하면, 생크는 어느 하나의 높이방향 위치에 있어서, 이하에 설명하는 단면(제 1 단면)을 갖는다. 즉, 이 단면(제 1 단면)에서는, 상술의 익형부가 전술의 중심선을 따라서 진동하는 진동 모드의 고유 진동수를 조정 가능한 한쌍의 대각 위치에 있어서, 전술의 중심선에 평행한 제 1 직선부 또는 제 2 직선부를 기준으로 하여 돌출된 부분(예를 들어 상술의 제 1 볼록부 또는 제 2 볼록부) 또는 오목한 부분(예를 들어 상술의 제 1 오목부 또는 제 2 오목부)이 존재한다. 따라서, 익형부가 전술의 중심선을 따라서 진동하는 진동 모드의 고유 진동수를 선택적으로 조절할 수 있다.
- [0055] (8) 몇 가지의 실시형태에서는, 상기 (1) 내지 (5) 중 어느 하나의 구성에 있어서,

- [0056] 상기 샙크의 상기 압력면측의 제 1 윤곽이,
- [0057] 상기 전연측에 위치하는 제 1 전연측 윤곽과,
- [0058] 상기 후연측에 위치하는 제 1 후연측 윤곽과,
- [0059] 상기 제 1 전연측 윤곽과 상기 제 1 후연측 윤곽 사이에 위치하는 제 1 중앙 윤곽을 포함하며,
- [0060] 상기 샙크의 상기 부압면측의 제 2 윤곽이,
- [0061] 상기 전연측에 위치하는 제 2 전연측 윤곽과,
- [0062] 상기 후연측에 위치하는 제 2 후연측 윤곽과,
- [0063] 상기 제 2 전연측 윤곽과 상기 제 2 후연측 윤곽 사이에 위치하는 제 2 중앙 윤곽을 포함하며,
- [0064] 상기 샙크는,
- [0065] (e) 상기 선분의 중점을 지나며, 또한, 상기 익근부의 상기 중심선에 평행한 기준선으로부터의 거리가, 상기 제 1 중앙 윤곽, 상기 제 1 전연측 윤곽, 상기 제 1 후연측 윤곽의 순서로 커지거나,
- [0066] 또는,
- [0067] (f) 상기 기준선으로부터의 거리가, 상기 제 2 중앙 윤곽, 상기 제 2 후연측 윤곽, 상기 제 2 전연측 윤곽의 순서로 커지는 것 중,
- [0068] 적어도 한쪽의 조건을 만족하는 상기 단면을 갖는다.
- [0069] 상기 (8)의 구성에 의하면, 샙크는, 어느 하나의 높이방향 위치에 있어서, 이하에 설명하는 단면(제 2 단면)을 갖는다. 즉, 이 단면(제 2 단면)에서는, 압력면측의 제 1 윤곽에 있어서, 후연측이 전연측보다 부풀어 올라 있거나, 혹은, 부압면측의 제 2 윤곽에 있어서, 전연측이 후연측보다 부풀어 올라 있다. 따라서, 익형부가 전술의 중심선을 따라서 진동하는 상술의 진동 모드의 고유 진동수를 조정 가능한 한쌍의 대각 위치에 마련된 부풀어 오름부에 의해, 이 대각 위치에서의 강성을 향상시켜, 터빈 날개의 고유 진동수를 선택적으로 조절할 수 있다.
- [0070] (9) 몇 가지의 실시형태에서는, 상기 (8)의 구성에 있어서,
- [0071] 상기 샙크는, 상기 제 1 중앙 윤곽과 상기 제 2 중앙 윤곽 사이의 거리가 최소가 되는 상기 샙크의 높이방향 위치에 있어서, 상기 (e) 또는 상기 (f) 중 적어도 한쪽의 조건을 만족하는 상기 단면을 갖는다.
- [0072] 상기 (9)의 구성에 의하면, 샙크는, 샙크의 두께가 최소가 되는 샙크의 높이방향 위치에 있어서, 상기 (8)에서 설명한 단면(제 2 단면)을 가지므로, 상기 (8)에서 설명한 바와 같이, 부풀어 오름부를 마련한 상술의 대각 위치에서의 강성을 향상시켜, 익형부가 전술의 중심선을 따라서 진동하는 진동 모드의 고유 진동수를 조절할 수 있다.
- [0073] (10) 몇 가지의 실시형태에서는, 상기 (1) 또는 (6)의 구성에 있어서,
- [0074] 상기 샙크의 상기 압력면측의 제 1 윤곽이,
- [0075] 상기 전연측에 위치하는 제 1 전연측 윤곽과,
- [0076] 상기 후연측에 위치하는 제 1 후연측 윤곽과,
- [0077] 상기 제 1 전연측 윤곽과 상기 제 1 후연측 윤곽 사이에 위치하는 제 1 중앙 윤곽을 포함하며,
- [0078] 상기 샙크의 상기 부압면측의 제 2 윤곽이,
- [0079] 상기 전연측에 위치하는 제 2 전연측 윤곽과,
- [0080] 상기 후연측에 위치하는 제 2 후연측 윤곽과,
- [0081] 상기 제 2 전연측 윤곽과 상기 제 2 후연측 윤곽 사이에 위치하는 제 2 중앙 윤곽을 포함하며,
- [0082] 상기 샙크는,
- [0083] (g) 상기 선분의 중점을 지나며, 또한, 상기 익근부의 상기 중심선에 평행한 기준선으로부터의 거리가,

상기 제 1 중앙 윤곽, 상기 제 1 후연측 윤곽, 상기 제 1 전연측 윤곽의 순서로 커지거나,

[0084]

또는,

[0085]

(h) 상기 기준선으로부터의 거리가, 상기 제 2 중앙 윤곽, 상기 제 2 전연측 윤곽, 상기 제 2 후연측 윤곽의 순서로 커지는 것 중,

[0086]

적어도 한쪽의 조건을 만족하는 상기 단면을 갖는다.

[0087]

상기 (10)의 구성에 의하면, 샙크는, 어느 하나의 높이방향 위치에 있어서, 이하에 설명하는 단면(제 3 단면)을 갖는다. 즉, 이 단면(제 3 단면)에서는, 압력면측의 제 1 윤곽에 있어서, 후연측이 전연측보다 오목해져 있거나, 혹은, 부압면측의 제 2 윤곽에 있어서, 전연측이 후연측보다 오목해져 있다. 따라서, 익형부가 상술의 중심선을 따라서 진동하는 상술의 진동 모드의 고유 진동수를 조정 가능한 한쌍의 대각 위치에 마련된 오목부에 의해, 이 대각 위치에서의 강성을 저감시켜, 터빈 날개의 고유 진동수를 선택적으로 조절할 수 있다.

[0088]

(11) 몇 가지의 실시형태에서는, 상기 (10)의 구성에 있어서,

[0089]

상기 샙크는, 상기 제 1 중앙 윤곽과 상기 제 2 중앙 윤곽 사이의 거리가 최소가 되는 상기 샙크의 높이방향 위치에 있어서, 상기 (g) 또는 상기 (h) 중 적어도 한쪽의 조건을 만족하는 상기 단면을 갖는다.

[0090]

상기 (11)의 구성에 의하면, 샙크는, 샙크의 두께가 최소가 되는 샙크의 높이방향 위치에 있어서, 상기 (10)에서 설명한 단면(제 3 단면)을 가지므로, 상기 (10)에서 설명한 바와 같이, 오목부를 마련한 상술의 대각 위치에서의 강성을 저감시켜, 익형부가 상술의 중심선을 따라서 진동하는 진동 모드의 고유 진동수를 조절할 수 있다.

[0091]

(12) 본 발명의 적어도 일 실시형태에 따른 터빈은

[0092]

상기 (1) 내지 (11) 중 어느 하나에 기재된 터빈 날개와,

[0093]

상기 터빈 날개의 상기 익근부와 맞물리는 날개 홈을 갖는 로터 디스크를 구비한다.

[0094]

상기 (12)의 구성에 의하면, 샙크는 날개 높이방향 중 어느 하나의 위치에 있어서, 날개 높이방향에 직교하며, 또한, 전연측의 샙크의 단부의 폭방향의 중앙 위치와, 후연측의 샙크의 단부의 폭방향의 중앙 위치를 연결한 선분이, 익근부의 압력면측의 윤곽과 익근부의 부압면측의 윤곽의 중심선에 대하여 경사지는 단면을 갖는다. 즉, 이 단면에서 샙크는, 한쌍의 대각의 위치 중 적어도 한쪽에 있어서, 폭방향으로 돌출 또는 오목한 형상을 갖고 있으므로, 상술의 선분이 상술의 중심선에 대하여 평행인 경우에 비해, 상기 위치에서의 샙크의 강성이 증대 또는 감소하게 된다. 이에 의해, 이 한쌍의 대각의 위치에 비교적 큰 응력이 생기는 진동 모드의 고유 진동수를 선택적으로 증대 또는 감소시킬 수 있다. 이와 같이 하여, 다른 진동 모드의 고유 진동수에 미치는 영향을 억제하면서, 특징의 진동 모드의 고유 진동수를 선택적으로 조절할 수 있다. 이에 의해, 터빈 날개의 진동에 기인하는 손상을 억제할 수 있다.

[0095]

(13) 본 발명의 적어도 일 실시형태에 따른 터빈 날개의 고유 진동수의 튜닝 방법은,

[0096]

플랫폼과,

[0097]

상기 플랫폼으로부터 날개 높이방향으로 연장되며, 전연과 후연 사이에 있어 연장되는 압력면 및 부압면을 갖는 익형부와,

[0098]

상기 플랫폼을 사이에 두고 상기 익형부와는 상기 날개 높이방향의 반대측에 위치하며, 베어링면을 갖는 익근부와,

[0099]

상기 플랫폼과 상기 익근부 사이에 위치하는 샙크를 구비하고,

[0100]

상기 샙크가,

[0101]

상기 익형부의 상기 날개 높이방향에 직교하며,

[0102]

또한,

[0103]

상기 전연측의 상기 샙크의 단부의 폭방향의 중앙 위치와, 상기 후연측의 상기 샙크의 단부의 폭방향의 중앙 위치를 연결한 선분이, 상기 익근부의 상기 압력면측의 윤곽과 상기 익근부의 상기 부압면측의 윤곽의 중심선에 대하여 경사지는 단면을 갖는, 터빈 날개의 고유 진동수의 튜닝 방법에 있어서,

[0104]

상기 익근부의 상기 중심선에 대한 상기 선분의 각도가 변화하도록, 상기 샙크의 외형을 가공하는 단계를 구비

한다.

- [0105] 상기 (13) 방법에 의하면, 생크는 날개 높이방향 중 어느 하나의 위치에 있어서, 날개 높이방향에 직교하며, 또한, 전연측의 생크의 단부의 폭방향의 중앙 위치와, 후연측의 생크의 단부의 폭방향의 중앙 위치를 연결한 선분의, 익근부의 중심선에 대한 각도가 변화하도록 생크의 외형을 가공한다. 즉, 이 단면에서 생크가, 한쌍의 대각의 위치 중 적어도 한쪽에 있어서, 폭방향으로 돌출 또는 오목한 형상을 갖도록, 익근부의 중심선에 대한 상술의 선분의 각도를 적절히 변화시켜 생크의 외형을 가공하도록 했으므로, 상술의 선분이 익근부의 중심선에 대하여 평행인 경우에 비해, 상기 위치에서의 생크의 강성이 증대 또는 감소하게 된다. 이에 의해, 이 한쌍의 대각의 위치에 비교적 큰 응력이 생기는 진동 모드의 고유 진동수를 선택적으로 증대 또는 감소시킬 수 있다. 이와 같이 하여, 다른 진동 모드의 고유 진동수에 미치는 영향을 억제하면서, 특정의 진동 모드의 고유 진동수를 선택적으로 조절할 수 있다. 이에 의해, 터빈 날개의 진동에 기인하는 손상을 억제할 수 있다.
- [0106] (14) 몇 가지의 실시형태에서는, 상기 (13) 방법에 있어서,
- [0107] 상기 생크의 외형의 가공에 의해, 상기 터빈 날개의 상기 익형부가 상기 중심선을 따라서 진동하는 모드의 고유 진동수를 조정한다.
- [0108] 상기 (14) 방법에 의하면, 익형부가 상술의 중심선을 따라서 진동하는 진동 모드의 고유 진동수를 조정하도록, 한쌍의 대각의 위치 중 적어도 한쪽에 있어서, 폭방향으로 돌출 또는 오목한 형상을 갖도록 생크의 외형을 가공하도록 했으므로, 익형부가 상술의 중심선을 따라서 진동하는 진동 모드의 고유 진동수를 선택적으로 조절할 수 있다.
- [0109] (15) 몇 가지의 실시형태에서는, 상기 (13) 또는 (14) 방법에 있어서,
- [0110] 상기 생크는, 상기 단면에 있어서,
- [0111] (a) 상기 생크의 상기 압력면측의 제 1 윤곽 중 상기 후연측의 영역은, 상기 제 1 윤곽 중 상기 전연측의 영역보다 상기 압력면측에 외측으로 부풀어 오른 제 1 볼록부를 갖거나,
- [0112] 또는,
- [0113] (b) 상기 생크의 상기 부압면측의 제 2 윤곽 중 상기 전연측의 영역은, 상기 제 2 윤곽 중 상기 후연측의 영역보다 상기 부압면측에 외측으로 부풀어 오른 제 2 볼록부를 갖는 것 중,
- [0114] 적어도 한쪽의 조건을 만족하고,
- [0115] 상기 외형을 가공하는 단계에서는,
- [0116] 상기 생크의 상기 폭방향에 있어서의 상기 제 1 볼록부의 돌출량, 또는, 상기 제 1 윤곽 중 상기 제 1 볼록부가 차지하는 범위의 크기,
- [0117] 또는,
- [0118] 상기 생크의 상기 폭방향에 있어서의 상기 제 2 볼록부의 돌출량, 또는, 상기 제 2 윤곽 중 상기 제 2 볼록부가 차지하는 범위의 크기 중,
- [0119] 적어도 한쪽을 조절한다.
- [0120] 상기 (15) 방법에 의하면, 생크가, 날개 높이방향 중 어느 하나의 위치에서의 상술의 단면에 있어서, 압력면측 또한 후연측의 영역, 및 부압면측 또한 전연측의 영역을 포함하는 한쌍의 대각의 위치(영역) 중 적어도 한쪽에 볼록부(제 1 볼록부 또는 제 2 볼록부)를 갖는 경우에, 폭방향에 있어서의 볼록부의 돌출량 또는 볼록부가 차지하는 범위의 크기를 가공에 의해서 조절한다. 따라서, 상기 볼록부의 돌출량 또는 차지하는 범위의 크기를 적절한 값이 되도록 생크를 가공하여, 상기 볼록부를 마련한 위치에서의 강성을 향상시키는 것에 의해, 고유 진동수를 소망의 값으로 조절할 수 있다. 이에 의해, 익형부가 상술의 중심선을 따라서 진동하는 진동 모드의 고유 진동수를 선택적으로 조절할 수 있다.
- [0121] (16) 몇 가지의 실시형태에서는, 상기 (13) 또는 (14) 방법에 있어서,
- [0122] 상기 생크는, 상기 단면에 있어서,
- [0123] (c) 상기 생크의 상기 압력면측의 제 1 윤곽 중 상기 후연측의 영역은, 상기 제 1 윤곽 중 상기 전연측의 영역보다 상기 압력면측으로부터 내측으로 오목한 제 1 오목부를 갖거나,

- [0124] 또는,
- [0125] (d) 상기 샹크의 상기 부압면측의 제 2 윤곽 중 상기 전연측의 영역은, 상기 제 2 윤곽 중 상기 후연측의 영역보다 상기 부압면측으로부터 내측으로 오목한 제 2 오목부를 갖는 것 중,
- [0126] 적어도 한쪽의 조건을 만족하고,
- [0127] 상기 외형을 가공하는 단계에서는,
- [0128] 상기 샹크의 상기 폭방향에 있어서의 상기 제 1 오목부의 오목량, 또는, 상기 제 1 윤곽 중 상기 제 1 오목부가 차지하는 범위의 크기,
- [0129] 또는,
- [0130] 상기 샹크의 상기 폭방향에 있어서의 상기 제 2 오목부의 오목량, 또는, 상기 제 2 윤곽 중 상기 제 2 오목부가 차지하는 범위의 크기 중,
- [0131] 적어도 한쪽을 조절한다.
- [0132] 상기 (16) 방법에 의하면, 샹크가 날개 높이방향 중 어느 하나의 위치에서의 상술의 단면에 있어서, 압력면측 또한 후연측의 영역, 및 부압면측 또한 전연측의 영역을 포함하는 한쌍의 대각의 위치(영역) 중 적어도 한쪽에 오목부(제 1 오목부 또는 제 2 오목부)를 갖는 경우에, 폭방향에 있어서의 오목부의 오목량 또는 오목부가 차지하는 범위의 크기를 가공에 의해서 조절한다. 따라서, 상기 오목부의 오목량 또는 차지하는 범위의 크기를 적절한 값이 되도록 샹크를 가공하여, 상기 오목부를 마련한 위치에서의 강성을 저감시키는 것에 의해, 고유 진동수를 소망의 값으로 조절할 수 있다. 이에 의해, 익형부가 상술의 중심선을 따라서 진동하는 진동 모드 of 고유 진동수를 선택적으로 조절할 수 있다.
- [0133] (17) 본 발명의 적어도 일 실시형태에 따른 터빈 날개의 고유 진동수의 튜닝 방법은,
- [0134] 플랫폼과,
- [0135] 상기 플랫폼으로부터 날개 높이방향으로 연장되며, 전연과 후연 사이에 있어서 연장되는 압력면 및 부압면을 갖는 익형부와,
- [0136] 상기 플랫폼을 사이에 두고 상기 익형부와는 반대측에 위치하며, 베어링면을 갖는 익근부와,
- [0137] 상기 플랫폼과 상기 익근부 사이에 위치하는 샹크를 구비하는, 터빈 날개의 고유 진동수의 튜닝 방법에 있어서,
- [0138] 상기 샹크의 상기 압력면측의 제 1 윤곽 중 상기 후연측의 영역, 또는, 상기 샹크의 상기 부압면측의 제 2 윤곽 중 상기 전연측의 영역 중 적어도 한쪽에 있어서, 상기 샹크의 외형을 가공하는 단계를 구비한다.
- [0139] 상기 (17) 방법에 의하면, 샹크의 압력면측의 후연측의 영역, 또는, 샹크의 부압면측의 전연측의 영역 중 적어도 한쪽에 있어서, 샹크의 외형을 가공하도록 했으므로, 샹크는, 한쌍의 대각의 위치 중 적어도 한쪽에 있어서, 폭방향으로 돌출 또는 오목한 형상으로 가공된다. 따라서, 이 대각의 위치에서의 샹크의 강성이 증대 또는 감소하게 되며, 이에 의해, 이 한쌍의 대각의 위치에 비교적 큰 응력이 생기는 진동 모드 of 고유 진동수를 선택적으로 증대 또는 감소시킬 수 있다. 이와 같이 하여, 다른 진동 모드 of 고유 진동수에 미치는 영향을 억제하면서, 특정의 진동 모드 of 고유 진동수를 선택적으로 조절할 수 있다. 이에 의해, 터빈 날개의 진동에 기인하는 손상을 억제할 수 있다.

발명의 효과

- [0140] 본 발명의 적어도 일 실시형태에 의하면, 특정의 진동 모드 of 고유 진동수를 선택적으로 조절하는 것이 가능한 터빈 날개 및 이것을 구비한 터빈 및 터빈 날개의 고유 진동수의 튜닝 방법이 제공된다.

도면의 간단한 설명

- [0141] 도 1은 일 실시형태에 따른 가스 터빈의 개략 구성도이다.
- 도 2는 일 실시형태에 따른 터빈 날개를, 전연으로부터 후연을 향하는 방향으로 본 도면이다.
- 도 3은 도 2에 도시하는 터빈 날개를, 부압면으로부터 압력면을 향하는 방향으로 본 도면이다.

도 4는 도 3의 IV-IV 단면을 도시하는 도면이다.

도 5는 일 실시형태에 따른 터빈 날개의 생크의 단면(도 3의 A-A 단면)을 도시하는 도면이다.

도 6은 일 실시형태에 따른 터빈 날개의 생크의 단면(도 3의 B-B 단면)을 도시하는 도면이다.

도 7은 일 실시형태에 따른 터빈 날개의 생크의 단면(도 3의 C-C 단면)을 도시하는 도면이다.

도 8은 일 실시형태에 따른 터빈 날개의 생크의 단면(도 3의 D-D 단면)을 도시하는 도면이다.

도 9는 일 실시형태에 따른 터빈 날개의 생크의 단면(도 3의 E-E 단면)을 도시하는 도면이다.

도 10은 일 실시형태에 따른 터빈 날개의 생크의 단면(도 3의 D-D 단면)을 도시하는 도면이다.

도 11은 일 실시형태에 따른 터빈 날개의 생크의 단면(도 3의 D-D 단면)을 도시하는 도면이다.

도 12는 일 실시형태에 따른 터빈 날개의 생크의 단면(도 3의 E-E 단면)을 도시하는 도면이다.

도 13은 일 실시형태에 따른 터빈 날개의 생크의 단면(도 3의 D-D 단면)을 도시하는 도면이다.

도 14는 일 실시형태에 따른 터빈 날개의 생크의 단면(도 3의 D-D 단면)을 도시하는 도면이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

- [0142] 이하, 첨부 도면을 참조하여 본 발명의 몇 가지의 실시형태에 대하여 설명한다. 단, 실시형태로서 기재되어 있거나 또는 도면에 도시되어 있는 구성 부품의 치수, 재질, 형상, 그 상대적 배치 등은 본 발명의 범위를 이것으로 한정하는 취지가 아니며, 단순한 설명 예에 지나지 않는다.
- [0143] 우선, 몇 가지의 실시형태에 따른 터빈 날개의 적용처의 일 예인 가스 터빈에 대해서, 도 1을 참조하여 설명한다. 도 1은 일 실시형태에 따른 가스 터빈의 개략 구성도이다.
- [0144] 도 1에 도시하는 바와 같이, 가스 터빈(1)은 압축 공기를 생성하기 위한 압축기(2)와, 압축 공기 및 연료를 이용하여 연소 가스를 발생시키기 위한 연소기(4)와, 연소 가스에 의해서 회전 구동되도록 구성된 터빈(6)을 구비한다. 발전용의 가스 터빈(1)의 경우, 터빈(6)에는 도시하지 않은 발전기가 연결된다.
- [0145] 압축기(2)는 압축기 차실(10)측에 고정된 복수의 정익(16)과, 정익(16)에 대하여 교대로 배열되도록 로터(8)에 식설(植設)된 복수의 동익(18)을 포함한다.
- [0146] 압축기(2)에는, 공기 도입구(12)로부터 도입된 공기가 보내지도록 되어 있으며, 이 공기는 복수의 정익(16) 및 복수의 동익(18)을 통과하고 압축되는 것에 의해 고온 고압의 압축 공기가 된다.
- [0147] 연소기(4)에는, 연료와, 압축기(2)에서 생성된 압축 공기가 공급되도록 되어 있으며, 상기 연소기(4)에서 연료가 연소되어, 터빈(6)의 작동 유체인 연소 가스가 생성된다. 도 1에 도시하는 바와 같이, 가스 터빈(1)은 케이싱(20) 내에 로터(8)(로터 축선(C))를 중심으로 하여 둘레방향을 따라서 복수 배치된 연소기(4)를 갖는다.
- [0148] 터빈(6)은 터빈 차실(22)에 의해서 형성되는 연소 가스 통로(28)를 가지며, 상기 연소 가스 통로(28)에 마련되는 복수의 정익(24) 및 동익(26)을 포함한다.
- [0149] 정익(24)은 터빈 차실(22)측에 고정되어 있으며, 로터(8)의 둘레방향을 따라서 배열되는 복수의 정익(24)이 정익열을 구성하고 있다. 또한, 동익(26)은 로터(8)에 식설되어 있으며, 로터(8)의 둘레방향을 따라서 배열되는 복수의 동익(26)이 동익열을 구성하고 있다. 정익열과 동익열은 로터(8)의 축방향에 있어서 교대로 배열되어 있다.
- [0150] 터빈(6)에서는, 연소 가스 통로(28)에 유입된 연소기(4)로부터의 연소 가스가 복수의 정익(24) 및 복수의 동익(26)을 통과하는 것에 의해 로터(8)가 로터 축선(C)을 중심으로 회전 구동되고, 이에 의해, 로터(8)에 연결된 발전기가 구동되어 전력이 생성되도록 되어 있다. 터빈(6)을 구동한 후의 연소 가스는 배기실(30)을 거쳐서 외부로 배출된다.
- [0151] 다음에, 몇 가지의 실시형태에 따른 터빈 날개에 대하여 설명한다. 이하의 설명에서는, 몇 가지의 실시형태에 따른 터빈 날개(40)로서, 가스 터빈(1)의 터빈(6)의 동익(26)(도 1 참조)에 대해서 설명하지만, 다른 실시형태에서는, 터빈 날개는 가스 터빈(1)의 터빈(6)의 정익(24)(도 1 참조)이나, 혹은, 증기 터빈의 동익 또는 정익이어도 좋다.

- [0152] 도 2는 일 실시형태에 따른 터빈 날개(40)를, 전연으로부터 후연을 향하는 방향(코드방향)으로 본 도면이며, 도 3은 도 2에 도시하는 터빈 날개(40)를, 부압면으로부터 압력면을 향하는 방향(로터 돌레방향)으로 본 도면이며, 도 4는 도 3의 IV-IV 단면을 도시하는 도면이다. 또한, 도 2는 터빈(6)의 로터 디스크(32)와 함께, 터빈 날개(40)가 도시되어 있다.
- [0153] 도 2 내지 도 4에 도시하는 바와 같이, 일 실시형태에 따른 터빈 날개(40)(동익(26))는 플랫폼(42)과, 플랫폼(42)을 사이에 두고 날개 높이방향(스팬방향이라고도 함)에 있어서 서로 반대측에 위치하는 익형부(44) 및 익근부(51)와, 플랫폼(42)과 익근부(51) 사이에 위치하는 생크(56)를 구비하고 있다.
- [0154] 익형부(44)는 로터(8)에 대하여 날개 높이방향으로 연장되도록 마련되어 있다.
- [0155] 익형부(44)는 날개 높이방향을 따라서 연장되는 전연(46) 및 후연(48)을 갖는 동시에, 전연(46)과 후연(48) 사이에 있어서 연장되는 압력면(50) 및 부압면(52)을 갖는다. 도 4에 도시하는 바와 같이, 익형부(44)의 내부에는 익형부(44)를 냉각하기 위한 냉각 유체가 흐르는 냉각 통로(34)가 형성되어 있어도 좋다. 또한, 도 4에 도시하는 예시적인 실시형태에서는, 날개 높이방향을 따라서 익형부(44)의 내부 공간을 구획하는 리브(36)가 마련되어 있으며, 익형부(44)의 내벽면(38)과 리브(36)에 의해, 복수의 냉각 통로(34)가 형성되어 있다.
- [0156] 도 2에 도시하는 바와 같이, 터빈(6)에 있어서, 익근부(51)는 로터(8)와 함께 회전하는 로터 디스크(32)에 마련된 날개 홈(33)에 맞물려 있다. 이와 같이 하여, 터빈 날개(40)는 터빈(6)의 로터(8)(도 1 참조)에 식설되고, 로터 축선(C)을 중심으로 로터(8)와 함께 회전하도록 되어 있다. 또한, 익근부(51)는 베어링면(54)을 갖고 있다. 베어링면(54)은 익근부(51)의 표면 중, 로터(8)가 회전하여, 터빈 날개(40)에 원심력이 작용하고 있을 때, 로터 디스크(32)의 날개 홈(33)의 표면과 접촉하는 부분이다. 즉, 베어링면(54)은 날개 높이방향에 있어서, 익근부(51)로부터 익형부(44)를 향하는 방향을 향한 면(즉, 로터(8)의 직경방향 외측을 향한 면)이다.
- [0157] 도 4에 도시하는 바와 같이, 익근부(51)의 압력면측의 윤곽(53P) 및 부압면측의 윤곽(53S)은 각각 직선형상을 가지며, 서로 평행인 동시에, 터빈(6)의 축방향에 대하여 경사져 있어도 좋다. 또한, 익근부(51)의 압력면측의 윤곽(53P)과 부압면측의 윤곽(53S) 사이에 두어지며, 익근부(51)의 중심축을 형성하는 중심선(Lc)은 터빈(6)의 축방향에 대하여 경사져 있어도 좋다.
- [0158] 즉, 상술의 중심선(Lc)은 익근부(51)의 폭방향 중앙 위치를 연결하는 선분을 포함하는 직선으로서, 상기 중심선(Lc)의 방향은 로터 축선(C)과 평행이며, 로터 디스크(32)로의 터빈 날개(40)의 삽입방향과 일치한다.
- [0159] 또한, 익형부(44), 플랫폼(42), 익근부(51) 및 생크(56)는 주조 등에 의해 일체적으로 구성되어 있어도 좋다.
- [0160] 몇 가지의 실시형태에서는, 생크(56)는 상기 생크(56)의 날개 높이방향 중 어느 하나의 위치에 있어서, 익형부(44)의 날개 높이방향에 직교하며, 또한, 전연측의 생크(56)의 단부(80)의 폭방향의 중앙 위치를 나타내는 점(P1)과, 후연측의 생크(56)의 단부(82)의 폭방향의 중앙 위치를 나타내는 점(P2)을 연결한 선분(S1)이 익근부(51)의 압력면측의 윤곽(53P)과 익근부(51)의 부압면측의 윤곽(53S)의 중심선(Lc), 즉 익근부의 중심축에 대하여 경사지는 단면을 갖는다.
- [0161] 본 명세서에 있어서, 생크(56)의 "폭방향"이란, 익형부(44)의 압력면(50)측으로부터 부압면(52)측으로 터빈 날개(40)를 가로지르는 방향을 말한다. 생크(56)의 폭방향은 로터(8)의 돌레방향에 상당한다.
- [0162] 상술의 단면을 갖는 생크(56)를 포함하는 터빈 날개(40) 중 몇 가지의 실시형태에 대해서, 생크(56)의 단면도를 참조하여 설명한다.
- [0163] 도 5 내지 도 9는 일 실시형태에 따른 터빈 날개(40)의 생크(56)의 단면을 도시하는 도면이다.
- [0164] 도 5 내지 도 7은 각각, 도 3의 A-A 단면, B-B 단면, 및 C-C 단면에 상당하는 도면으로서, 날개 높이방향 및 생크(56)의 폭방향을 포함하는 단면(수평방향으로부터 본 단면)을 도시하는 도면이다.
- [0165] 도 8 및 도 9는 각각, 도 3의 D-D 단면 및 E-E 단면에 상당하는 도면으로서, 생크(56)의 날개 높이방향에 직교하는 단면을 도시하는 도면이다.
- [0166] 도 8 및 도 9에 도시하는 바와 같이, 본 실시형태에 따른 생크(56)에서는, 날개 높이방향에 직교하는 단면에 있어서, 압력면측의 제 1 윤곽(84) 중 후연측의 영역(84b)은 제 1 볼록부(여분의 두께부)(58)를 갖는다(도 6도 참조). 제 1 볼록부(58)는 제 1 윤곽(84) 중, 전연측의 영역(84a), 및 후연측의 영역(84b)의 원형 윤곽(67)보다 압력면측에 돌레방향의 외측으로 부풀어 올라 있다.

- [0167] 또한, 동 도면에 도시하는 바와 같이, 본 실시형태에 따른 생크(56)에서는, 날개 높이방향에 직교하는 단면에 있어서, 부압면측의 제 2 윤곽(86) 중 전연측의 영역(86a)은 제 2 볼록부(여분의 두께부)(68)를 갖는다(도 5도 참조). 제 2 볼록부(68)는, 제 2 윤곽(86) 중, 후연측의 영역(86b), 및 전연측의 영역(86a)의 원형 윤곽(57)보다 부압면측에 둘레방향의 외측으로 부풀어 올라 있다.
- [0168] 또한, "압력면측에 외측" 및 "부압면측에 외측"이란, 상술의 단면에 있어서, 생크(56)의 폭방향 중심 위치를 기준으로 하여, 압력면측 및 부압면측의 둘레방향의 외측을 각각 의미한다.
- [0169] 또한 도 5, 도 6, 도 8 및 도 9의 파선은, 튜닝을 실행하기 전의 생크의 윤곽[생크(56)에 제 1 볼록부(58) 및 제 2 볼록부(68)가 마련되지 않고, 압력면측의 제 1 윤곽(84) 중 후연측의 영역(84b)이 전연측의 영역(84a)보다 압력면측으로 부풀어 올라 있지 않으며, 부압면측의 제 2 윤곽(86) 중 전연측의 영역(86a)이, 후연측의 영역(86b)보다 부압면측에 외측으로 부풀어 올라 있지 않은 경우의 생크(56)의 원형 윤곽](57, 67)을 나타내고 있다.
- [0170] 따라서, 도 8 및 도 9에 도시하는 바와 같이, 본 실시형태에 따른 생크(56)에서는, 높이방향에 있어서의 도 3의 D-D 단면의 위치, 및 E-E 단면의 위치에서의 날개 높이방향에 직교하는 단면에 있어서, 전연측의 생크(56)의 단부(80)의 폭방향의 중앙 위치를 나타내는 점(P1)과, 후연측의 생크(56)의 단부(82)의 폭방향의 중앙 위치를 나타내는 점(P2)을 연결한 선분(S1)이, 익근부(51)의 압력면측의 윤곽(53P)과 익근부(51)의 부압면측의 윤곽(53S)의 중심선(Lc)(익근부(51)의 중심축)에 대하여 경사져 있다. 즉, 상술의 선분(S1)과, 중심선(Lc) 사이의 각도(θ)가 0도보다 크다.
- [0171] 상술의 실시형태에서는, 생크(56)는 상술의 단면에 있어서, 한쌍의 대각으로 폭방향으로 돌출된 형상을 갖고 있다. 보다 구체적으로는, 생크(56)는 상술의 단면에 있어서, 압력면(50)측 또한 후연(48)측의 영역(84b), 및 부압면(52)측 또한 전연(46)측의 영역(86a)을 포함하는 한쌍의 대각의 위치(영역)에 볼록부(제 1 볼록부(58) 또는 제 2 볼록부(68))가 마련되어 있다.
- [0172] 따라서, 이 볼록부가 마련된 한쌍의 대각의 위치에 있어서, 상기 볼록부가 마련되지 않은 경우에 비해, 생크(56)의 강성이 증대하게 된다. 이에 의해, 익형부(44)가 전술의 중심선(Lc)을 따라서 진동하는 진동 모드(즉, 상술의 한쌍의 대각의 위치에 있어서 비교적 큰 응력이 생기는 진동 모드)의 고유 진동수를 선택적으로 증대시킬 수 있다. 이와 같이 하여, 다른 진동 모드의 고유 진동수에 미치는 영향을 억제하면서, 상술의 특정의 진동 모드의 고유 진동수를 선택적으로 조절할 수 있다. 이에 의해, 터빈 날개의 진동에 기인하는 손상을 억제할 수 있다.
- [0173] 어느 종류의 터빈 날개(40)에서는, 복수의 진동 모드가 존재하며, 예를 들어, 압력면(50)과 부압면(52)을 연결하는 방향(배복방향(背腹方向))의 굽힘 1차 모드인 B1 모드, 로터 축방향의 굽힘 2차 모드인 A1 모드, 날개 높이방향의 축 주위의 비틀림 3차 모드인 T1 모드, 상술의 배복방향의 굽힘 4차 모드인 B2 모드 등의 진동 모드가 존재한다.
- [0174] 이와 같은 터빈 날개(40)에서는, 상술한 한쌍의 대각의 위치에 제 1 볼록부(58) 및 제 2 볼록부(68)를 마련하는 것에 의해, 익형부(44)가 전술의 중심선(Lc)을 따라서 진동하는 진동 모드, 즉, A1 모드에 대하여, 고유 진동수를 선택적으로 증대시킬 수 있다.
- [0175] 또한, 도 8에 도시하는 바와 같이, 본 실시형태에 따른 생크(56)에서는, 날개 높이방향에 있어서의 도 3의 D-D 단면의 위치에서, 이하의 특징을 갖는 제 1 단면을 갖는다. 즉, 제 1 단면에서는, 생크(56)의 압력면(50)측의 제 1 윤곽(84)이 후연측의 영역(84b)을 제외한 영역에 있어서, 익근부(51)의 중심선(Lc)에 평행하게 직선형상으로 연장되는 제 1 직선부(84c) 및 전연측의 영역(84a)을 포함한다. 또한, 생크(56)의 부압면(52)측의 제 2 윤곽(86)이, 전연측의 영역(86a)을 제외한 영역(후연측의 영역(86b)도 포함함)에 있어서, 익근부(51)의 중심선(Lc)에 평행하게 직선형상으로 연장되는 제 2 직선부(86c)를 포함한다.
- [0176] 이와 같이, 생크(56)가 어느 하나의 날개 높이방향 위치에 있어서, 상술한 제 1 단면(도 8 참조)을 갖는 경우, 이 단면(제 1 단면)에서는, 상술의 익형부(44)가 전술의 중심선(Lc)을 따라서 진동하는 진동 모드(전형적으로는 A1 모드)의 고유 진동수를 조정 가능한 제 1 볼록부(58) 및 제 2 볼록부(68)를 갖는다. 즉, 제 1 볼록부(58) 및 제 2 볼록부(68)는 한쌍의 대각 위치에 있어서, 중심선(Lc)에 평행한 제 1 직선부(84c) 또는 제 2 직선부(86c)를 기준으로 하여 돌출된다. 따라서, 익형부(44)가 전술의 중심선(Lc)을 따라서 진동하는 진동 모드(전형적으로는 A1 모드)의 고유 진동수를 선택적으로 조절할 수 있다.

- [0177] 도 7에 도시하는 바와 같이, 본 실시형태에 있어서, 생크(56)에는 플랫폼(42)의 하방에 있어서, 비교적 크게 도려내어진 네킹부(70)가 마련되어 있다. 이와 같이, 생크(56)에 네킹부(70)를 마련하여, 생크(56)의 폭을 부분적으로 좁게 하는 것에 의해, 익형부(44)와 플랫폼(42)의 접속부에 생기는 열응력을 효과적으로 저감할 수 있다.
- [0178] 네킹부(70)는 날개 높이방향에 있어서는, 생크(56)의 상부(플랫폼(42)에 가까운 측)에 마련되는 동시에, 전후방향에 있어서는, 전연측과 후연측 사이의 중앙부에 마련되어 있어도 좋다. 즉, 네킹부(70)를 마련하여 생크(56)의 폭을 좁게 하여도, 강성 상의 문제가 적은 곳에 네킹부(70)가 마련된다.
- [0179] 도 3의 E-E 단면에서 도시하는 날개 높이방향 위치는, 상술의 네킹부(70)가 마련된 높이방향 위치이다. 즉, 본 실시형태에서는, 네킹부(70)가 마련된 높이방향 위치에 있어서, 상술의 제 1 볼록부(58) 및 제 2 볼록부(68)가 마련되어 있다.
- [0180] 이 경우, 도 3의 E-E 단면의 위치에서 날개 높이방향에 직교하는 단면(제 2 단면; 도 9 참조)은 이하의 특징을 갖는다.
- [0181] 즉, 생크(56)의 압력면(50)측의 제 1 윤곽(84)은, 전연측에 위치하는 제 1 전연측 윤곽(84a)(상술의 전연측 영역(84a)에 상당)과, 후연측에 위치하는 제 1 후연측 윤곽(84b)(상술의 후연측 영역(84b)에 상당)과, 제 1 전연측 윤곽(84a)과 제 1 후연측 윤곽(84b) 사이에 위치하는 제 1 중앙 윤곽(84d)을 포함한다.
- [0182] 또한, 생크(56)의 부압면(52)측의 제 2 윤곽(86)은, 전연측에 위치하는 제 2 전연측 윤곽(86a)(상술의 전연측 영역(86a)에 상당)과, 후연측에 위치하는 제 2 후연측 윤곽(86b)(상술의 후연측 영역(86b)에 상당)과, 제 2 전연측 윤곽(86a)과, 제 2 후연측 윤곽(86b) 사이에 위치하는 제 2 중앙 윤곽(86d)을 포함한다.
- [0183] 그리고, 상술의 제 2 단면(도 9 참조)에 있어서, 상술의 선분(S1)의 중점(Pc)을 지나며, 또한, 익근부(51)의 중심선(Lc)에 평행한 기준선(Lo)으로부터의 제 1 중앙 윤곽(84d)까지의 둘레방향의 거리(D1d), 기준선(Lo)으로부터의 제 1 전연측 윤곽(84a)까지의 둘레방향의 거리(D1a), 및 기준선(Lo)으로부터의 제 1 후연측 윤곽(84b)까지의 둘레방향의 거리(D1b)는 $D1d < D1a < D1b$ 의 관계를 만족한다.
- [0184] 또한, 기준선(Lo)으로부터의 제 2 중앙 윤곽(86d)까지의 둘레방향의 거리(D2d), 기준선(Lo)으로부터의 제 2 전연측 윤곽(86a)까지의 둘레방향의 거리(D2a), 및 기준선(Lo)으로부터의 제 2 후연측 윤곽(86b)까지의 둘레방향의 거리(D2b)는 $D2d < D2b < D2a$ 의 관계를 만족한다.
- [0185] 상술의 관계식으로, 도 9에 도시하는 단면에 있어서, 전후방향(축방향)에 있어서의 중앙부에는 네킹부(70)가 마련되며, 크게 도려내어져 있기 때문에, 전연-후연방향에 있어서의 중앙부에 위치하는 제 1 중앙 윤곽(84d) 및 제 2 중앙 윤곽(86d)과, 기준선(Lo)의 거리는 전연측 단부 및 후연측 단부보다 비교적 좁게 되어 있는 것이 도시되어 있다. 그리고, 네킹부(70)가 마련되어 있는 날개 높이방향 위치에 있어서, 압력면측의 후연측, 및 부압면측의 전연측에 부풀어 오른 부분(제 1 볼록부(58) 및 제 2 볼록부(68))이 마련되어 있다.
- [0186] 또한, 생크(56)는 제 1 중앙 윤곽(84d)과 제 2 중앙 윤곽(86d) 사이의 거리(D3)(도 9 참조)가 최소가 되는 생크(56)의 날개 높이방향 위치에 있어서, 상술의 제 2 단면(도 9 참조)을 갖고 있어도 좋다. 즉, 상술의 거리(D3)가 최소가 되는 생크(56)의 날개 높이방향 위치(네킹부(70)가 마련되어 있는 날개 높이방향 위치)에 있어서, 압력면측의 후연측, 및 부압면측의 전연측에 부풀어 오른 부분(제 1 볼록부(58) 및 제 2 볼록부(68))이 마련되어 있어도 좋다.
- [0187] 이와 같이, 생크(56)의 두께가 최소가 되는 생크(56)의 날개 높이방향 위치, 즉, 네킹부(70)가 마련된 생크(56)의 날개 높이방향 위치에 있어서, 상술의 제 2 단면을 가지므로, 네킹부(70)에 의해서 터빈 날개의 열응력을 효과적으로 저감하면서, 부풀어 오름부를 마련한 상술의 대각 위치에서의 강성을 향상시켜, 익형부(44)가 전술의 중심선(Lc)을 따라서 진동하는 진동 모드(전형적으로는 A1 모드)의 고유 진동수를 조절할 수 있다. 또한, 네킹부(70)를 갖고 있지 않은 생크(56)라도, 압력면측의 후연측, 및 부압면측의 전연측에 부풀어 오른 부분(제 1 볼록부(58) 및 제 2 볼록부(68))이 마련되어 있으면, 익형부(44)가 중심선(Lc)을 따라서 진동하는 진동 모드의 고유 진동수를 조절하는 것이 가능한 점은 마찬가지이다.
- [0188] 또한, 본 실시형태에 따른 터빈 날개(40)에서는, 도 3, 도 8 및 도 9에 도시하는 바와 같이, 생크(56)는 상이한 날개 높이방향 위치(도 3의 D-D 단면 및 E-E 단면의 위치)에 제 1 단면(도 8 참조)과, 제 2 단면(도 9 참조)의 양쪽을 갖고 있다.
- [0189] 도 5 및 도 6에 도시하는 바와 같이, 제 1 볼록부(58) 및/또는 제 2 볼록부(68)는 생크(56)의 날개 높이방향에

있어서 플랫폼(42)의 하면(43)과 익근부(51)의 베어링면(54)의 상단(55) 사이의 전체 범위에 걸쳐서 연장되어 있어도 좋다.

- [0190] 또한, 베어링면(54)의 상단(55)이란, 터빈 날개(40)의 익근부(51)가 로터 디스크(32)의 날개 홈(33)에 맞물린 상태에서, 익근부(51)와 날개 홈(33)이 서로 접촉하는 부분 중 날개 높이방향의 상단을 가리킨다.
- [0191] 이 경우, 제 1 블록부(58) 및/또는 제 2 블록부(68)가 샙크(56)의 날개 높이방향에 있어서, 플랫폼(42)의 하면(43)과 베어링면(54)의 상단(55) 사이의 전체 범위에 걸쳐서 연장되므로, 상기 제 1 블록부(58) 및/또는 제 2 블록부(68)의 위치에서 강성을 확실히 높일 수 있다. 따라서, 익형부(44)가 전술의 중심선(Lc)을 따라서 진동하는 진동 모드(전형적으로는 A1 모드)의 고유 진동수를 보다 효과적으로 조절할 수 있다.
- [0192] 또한, 도 8 및 도 9에 도시하는 바와 같이, 제 1 블록부(58) 및/또는 제 2 블록부(68)는 상술의 단면(예를 들어, 제 1 단면 또는 제 2 단면) 내에 있어서, 중심선(Lc)에 평행하게 제 1 윤곽(84)의 제 1 중앙 윤곽(84d) 또는 제 2 윤곽(86)의 제 2 중앙 윤곽을 따라서 직선형상으로 연장된다.
- [0193] 즉, 제 1 블록부(58) 및/또는 제 2 블록부(68)(여분의 두께부)가 전연-후연방향에 있어서, 어느 정도의 범위에 걸쳐서 마련되어 있다.
- [0194] 이 경우, 샙크(56)에 제 1 블록부(58) 및/또는 제 2 블록부(68)를 마련하지 않는 경우(도 5 내지 도 6, 도 8 및 도 9의 파선부 참조)와 비교하여, 샙크(56)의 형상을 특히 폭방향에 있어서 크게 바꾸지 않고, 한쌍의 대각에서, 샙크(56)의 강성을 높이고, 터빈 날개(40)의 고유 진동수를 조절할 수 있다.
- [0195] 도 10은 일 실시형태에 따른 샙크(56)의 날개 높이방향에 직교하는 단면도로서, 도 3의 D-D 단면에 상당하는 도면이다.
- [0196] 상술의 실시형태에서는, 샙크(56)는 상술의 단면에 있어서, 한쌍의 대각의 양쪽에, 폭방향으로 돌출된 형상을 갖고 있었지만, 다른 실시형태에서는, 샙크(56)는 상술의 단면에 있어서, 한쌍의 대각의 편측(한쪽측)에 돌출된 형상을 갖고 있어도 좋다.
- [0197] 예를 들어, 도 10에 도시하는 바와 같이, 샙크(56)는 상술의 단면에 있어서, 압력면(50)측 또한 후연(48)측의 영역(84b), 및 부압면(52)측 또한 전연(46)측의 영역(86a)을 포함하는 한쌍의 대각의 위치(영역) 중, 편측에만(도 10에서는 부압면(52)측 또한 전연(46)측의 영역(86a)에만) 블록부(제 2 블록부(68))가 마련되어 있다.
- [0198] 즉, 도 10에 도시하는 바와 같이, 본 실시형태에 따른 샙크(56)에서는, 날개 높이방향에 있어서의 도 3의 D-D 단면의 위치에서의 날개 높이방향에 직교하는 단면에 있어서, 전연측의 샙크(56)의 단부(80)의 폭방향의 중앙 위치(P1)와, 후연측의 샙크(56)의 단부(82)의 폭방향의 중앙 위치(P2)를 연결한 선분(S1)이, 익근부(51)의 압력면측의 윤곽(53P)과 익근부(51)의 부압면측의 윤곽(53S)의 중심선(L)에 대하여 경사져 있다. 환언하면, 상술의 선분(S1)과, 중심선(Lc) 사이의 각도(θ)가 0도보다 크다.
- [0199] 따라서, 이 블록부가 마련된 한쌍의 대각의 위치에 있어서, 상기 블록부가 마련되지 않는 경우에 비해, 샙크(56)의 강성이 증대하게 된다. 이에 의해, 익형부(44)가 전술의 중심선(Lc)을 따라서 진동하는 진동 모드(즉, 상술의 한쌍의 대각의 위치에 있어서 비교적 큰 응력이 생기는 진동 모드; 전형적으로는 A1 모드)의 고유 진동수를 선택적으로 증대시킬 수 있다. 이와 같이 하여, 다른 진동 모드의 고유 진동수에 미치는 영향을 억제하면서, 상술의 특정의 진동 모드의 고유 진동수를 선택적으로 조절할 수 있다. 이에 의해, 터빈 날개의 진동에 기인하는 손상을 억제할 수 있다.
- [0200] 도 11 및 도 12는 도 5 내지 도 9에 도시하는 터빈 날개와는 다른 일 실시형태에 따른 터빈 날개의 단면도이다.
- [0201] 도 11 및 도 12는 각각, 도 3의 D-D 단면 및 E-E 단면에 상당하는 도면으로서, 샙크(56)의 날개 높이방향에 직교하는 단면을 도시하는 도면이다.
- [0202] 도 11 및 도 12에 도시하는 바와 같이, 본 실시형태에 따른 샙크(56)에서는, 날개 높이방향에 직교하는 단면에 있어서, 압력면측의 제 1 윤곽(84) 중 후연측의 영역(84b)(제 1 후연측 윤곽(84b))은 제 1 오목부(절결)(78)를 갖는다. 제 1 오목부(78)는 제 1 윤곽(84) 중 전연측의 영역(84a)보다 압력면측으로부터 내측의 부압면측으로 오목해져 있다.
- [0203] 또한, 동 도면에 도시하는 바와 같이, 본 실시형태에 따른 샙크(56)에서는, 날개 높이방향에 직교하는 단면에 있어서, 부압면측의 제 2 윤곽(86) 중 전연측의 영역(86a)(제 2 전연측 윤곽(86a))은 제 2 오목부(절결)(88)를 갖는다. 제 2 오목부(88)는, 제 2 윤곽(86) 중 후연측의 영역(86b)보다 부압면측으로부터 내측의 압력면측으로

오목해져 있다.

- [0204] 또한, "압력면측으로부터 내측" 및 "부압면측으로부터 내측"이란, 상술의 단면에 있어서, 압력면측의 제 1 윤곽(84) 및 부압면측의 제 2 윤곽(86)을 기준으로 하여, 생크(56)의 폭방향 중심 위치측을 의미한다.
- [0205] 또한, 도 11 및 도 12의 파선은 생크(56)에 제 1 오목부(78) 및 제 2 오목부(88)가 마련되지 않으며, 압력면측의 제 1 윤곽(84) 중 후연측의 영역(84b)이 전연측의 영역(84a)보다 압력면측으로부터 내측으로 오목해져 있지 않으며, 부압면측의 제 2 윤곽(86) 중 전연측의 영역(86a)이 후연측의 영역(86b)보다 부압면측으로부터 내측으로 오목해져 있지 않은 것을 가정한 경우의 생크(56)의 윤곽(원형 윤곽(67, 57))을 나타내고 있다.
- [0206] 따라서, 도 11 및 도 12에 도시하는 바와 같이, 본 실시형태에 따른 생크(56)에서는, 날개 높이방향에 있어서의 도 3의 D-D 단면의 위치, 및 E-E 단면의 위치에서의 날개 높이방향에 직교하는 단면에 있어서, 전연측의 생크(56)의 단부(80)의 폭방향의 중앙 위치(P1)와, 후연측의 생크(56)의 단부(82)의 폭방향의 중앙 위치(P2)를 연결한 선분(S1)이, 익근부(51)의 압력면측의 윤곽(53P)과 익근부(51)의 부압면측의 윤곽(53S) 사이의 중심을 지나가는 중심선(Lc)에 대하여 경사져 있다. 즉, 상술의 선분(S1)과, 중심선(Lc) 사이의 각도(θ)가 0도보다 크다.
- [0207] 상술의 실시형태에서는, 생크(56)는 상술의 단면에 있어서, 한쌍의 대각으로 폭방향으로 오목한 형상을 갖고 있다. 보다 구체적으로는, 생크(56)는 상술의 단면에 있어서, 압력면(50)측 또한 후연(48)측의 영역(84b), 및 부압면(52)측 또한 전연(46)측의 영역(86a)을 포함하는 한쌍의 대각의 위치(영역)에 오목부(제 1 오목부(78) 또는 제 2 오목부(88))가 마련되어 있다.
- [0208] 따라서, 이 오목부가 마련된 한쌍의 대각의 위치에 있어서, 상기 오목부가 마련되지 않는 경우에 비해, 생크(56)의 강성이 감소하게 된다. 이에 의해, 익형부(44)가 전술의 중심선(Lc)을 따라서 진동하는 진동 모드(즉, 상술의 한쌍의 대각의 위치에 있어서 비교적 큰 응력이 생기는 진동 모드; 전형적으로는 A1 모드)의 고유 진동수를 선택적으로 감소시킬 수 있다. 이와 같이 하여, 다른 진동 모드의 고유 진동수에 미치는 영향을 억제하면서, 상술의 특정의 진동 모드의 고유 진동수를 선택적으로 조절할 수 있다. 이에 의해, 터빈 날개의 진동에 기인하는 손상을 억제할 수 있다.
- [0209] 또한, 도 11에 도시하는 바와 같이, 본 실시형태에 따른 생크(56)에서는, 날개 높이방향에 있어서의 도 3의 D-D 단면의 위치에서의 날개 높이방향으로, 이하의 특징을 갖는 제 1 단면을 갖는다. 즉, 제 1 단면에서는 생크(56)의 압력면(50)측의 제 1 윤곽(84)이, 후연측의 영역(84b)을 제외한 영역(전연측의 영역(84a)도 포함함)에 있어서, 익근부(51)의 중심선(Lc)에 평행하게 직선형상으로 연장되는 제 1 직선부(84c)를 포함한다. 또한, 생크(56)의 부압면(52)측의 제 2 윤곽(86)이, 전연측의 영역(86a)을 제외한 영역(후연측의 영역(86b)도 포함함)에 있어서, 익근부(51)의 중심선(Lc)에 평행하게 직선형상으로 연장되는 제 2 직선부(86c)를 포함한다.
- [0210] 이와 같이, 생크(56)가 어느 하나의 날개 높이방향 위치에 있어서, 상술한 제 1 단면(도 11 참조)을 갖는 경우, 이 단면(제 1 단면)에서는, 상술의 익형부(44)가 전술의 중심선(Lc)을 따라서 진동하는 진동 모드(전형적으로는 A1 모드)의 고유 진동수를 조정 가능한 한쌍의 대각 위치에 있어서, 중심선(Lc)에 평행한 제 1 직선부(84c) 또는 제 2 직선부(86c)를 기준으로 하여 오목한 제 1 오목부(78) 및 제 2 오목부(88)가 존재한다. 따라서, 익형부(44)가 전술의 중심선(Lc)을 따라서 진동하는 진동 모드(전형적으로는 A1 모드)의 고유 진동수를 선택적으로 조절할 수 있다.
- [0211] 도 3의 E-E 단면에서 도시하는 높이방향 위치는, 상술의 네킹부(70)가 마련된 날개 높이방향 위치이다. 본 실시형태에서는, 네킹부(70)가 마련된 날개 높이방향 위치에 있어서, 상술의 제 1 오목부(78) 및 제 2 오목부(88)가 마련되어 있다.
- [0212] 이 경우, 도 3의 E-E 단면의 위치에서 날개 높이방향에 직교하는 단면(제 3 단면; 도 12 참조)은 이하의 특징을 갖는다.
- [0213] 즉, 생크(56)의 압력면(50)측의 제 1 윤곽(84)은, 전연측에 위치하는 제 1 전연측 윤곽(84a)(상술의 전연측 영역(84a)에 상당)과, 후연측에 위치하는 제 1 후연측 윤곽(84b)(상술의 후연측 영역(84b)에 상당)과, 제 1 전연측 윤곽(84a)과 제 1 후연측 윤곽(84b) 사이에 위치하는 제 1 중앙 윤곽(84d)을 포함한다.
- [0214] 또한, 생크(56)의 부압면(52)측의 제 2 윤곽(86)은 전연측에 위치하는 제 2 전연측 윤곽(86a)(상술의 전연측 영역(86a)에 상당)과, 후연측에 위치하는 제 2 후연측 윤곽(86b)(상술의 전연측 영역(86b)에 상당)과, 제 2 전연측 윤곽(86a)과 제 2 후연측 윤곽(86b) 사이에 위치하는 제 2 중앙 윤곽(86d)을 포함한다.
- [0215] 그리고, 상술의 제 3 단면(도 12 참조)에 있어서, 상술의 선분(S1)의 중점(Pc)을 지나며, 또한, 익근부(51)의

중심선(Lc)에 평행한 기준선(Lo)으로부터의 제 1 중앙 윤곽(84d)까지의 둘레방향의 거리(D1d), 기준선(Lo)으로부터의 제 1 전연측 윤곽(84a)까지의 둘레방향의 거리(D1a), 및 기준선(Lo)으로부터의 제 1 후연측 윤곽(84b)까지의 둘레방향의 거리(D1b)는 $D1d < D1b < D1a$ 의 관계를 만족한다.

- [0216] 또한, 기준선(Lo)으로부터의 제 2 중앙 윤곽(86d)까지의 둘레방향의 거리(D2d), 기준선(Lo)으로부터의 제 2 전연측 윤곽(86a)까지의 둘레방향의 거리(D2a), 및 기준선(Lo)으로부터의 제 2 후연측 윤곽(86b)까지의 둘레방향의 거리(D2b)는 $D2d < D2a < D2b$ 의 관계를 만족한다.
- [0217] 상술의 관계식으로, 도 12에 도시하는 단면에 있어서, 전후방향(축방향)에 있어서의 중앙부에는, 네킹부(70)가 마련되며, 크게 도려내어져 있기 때문에, 전후방향에 있어서의 중앙부에 위치하는 제 1 중앙 윤곽(84d) 및 제 2 중앙 윤곽(86d)과, 기준선(Lo)의 거리는, 전연측 단부 또는 후연측 단부보다 비교적 좁게 되어 있는 것이 도시되어 있다. 그리고, 네킹부(70)가 마련되어 있는 날개 높이방향 위치에 있어서, 원형 윤곽(57, 67)에 대하여, 압력면측의 후연측, 및 부압면측의 전연측에 오목한 부분(제 1 오목부(78) 및 제 2 오목부(88))이 마련되어 있다.
- [0218] 또한, 생크(56)는 제 1 중앙 윤곽(84d)과 제 2 중앙 윤곽(86d) 사이의 거리(D3)(도 12 참조)가 최소가 되는 생크(56)의 날개 높이방향 위치에 있어서, 상술의 제 3 단면(도 12 참조)을 갖고 있어도 좋다. 즉, 상술의 거리(D3)가 최소가 되는 생크(56)의 날개 높이방향 위치(네킹부(70)가 마련되어 있는 날개 높이방향 위치)에 있어서, 원형 윤곽(57, 67)에 대하여, 압력면측의 후연측, 및 부압면측의 전연측에 오목한 부분(제 1 오목부(78) 및 제 2 오목부(88))이 마련되어 있어도 좋다.
- [0219] 이와 같이, 생크(56)의 두께가 최소가 되는 생크(56)의 날개 높이방향 위치, 즉, 네킹부(70)가 마련된 생크(56)의 날개 높이방향 위치에 있어서, 상술의 제 3 단면을 가지므로, 네킹부(70)에 의해서 터빈 날개(40)의 열응력(특히, 익형부(44)와 플랫폼(42)의 접속부에 생기는 열응력)을 효과적으로 저감하면서, 오목부를 마련한 상술의 대각 위치에서의 강성을 저감시켜, 익형부(44)가 전술의 중심선(Lc)을 따라서 진동하는 진동 모드(전형적으로는 A1 모드)의 고유 진동수를 조절할 수 있다. 또한, 네킹부(70)를 갖고 있지 않은 생크(56)여도, 압력면측의 후연측, 및 부압면측의 전연측에 오목한 부분(제 1 오목부(78) 및 제 2 오목부(88))이 마련되어 있으면, 익형부(44)가 전술의 중심선(Lc)을 따라서 진동하는 진동 모드의 고유 진동수를 조절하는 것이 가능한 점은 마찬가지이다.
- [0220] 또한, 본 실시형태에 따른 터빈 날개(40)에서는 도 3, 도 11 및 도 12에 도시하는 바와 같이, 생크(56)는 상이한 날개 높이방향 위치(도 3의 D-D 단면 및 E-E 단면의 위치)에 제 1 단면(도 11 참조)과, 제 3 단면(도 12 참조)의 양쪽을 갖고 있다.
- [0221] 특별히 도시하지 않지만, 제 1 오목부(78) 및/또는 제 2 오목부(88)는 생크(56)의 날개 높이방향에 있어서 플랫폼(42)의 하면(43)과 익근부(51)의 베어링면(54)의 상단(55) 사이의 전체 범위에 걸쳐서 연장되어 있어도 좋다.
- [0222] 이 경우, 제 1 오목부(78) 및/또는 제 2 오목부(88)가 생크(56)의 날개 높이방향에 있어서, 플랫폼(42)의 하면(43)과 베어링면(54)의 상단(55) 사이의 전체 범위에 걸쳐서 연장되므로, 상기 제 1 오목부(78) 및/또는 제 2 오목부(88)의 위치에서 강성을 확실하게 저감할 수 있다. 따라서, 익형부(44)가 전술의 중심선(Lc)을 따라서 진동하는 진동 모드(전형적으로는 A1 모드)의 고유 진동수를 보다 효과적으로 조절할 수 있다.
- [0223] 또한, 도 11 및 도 12에 도시하는 바와 같이, 제 1 오목부(78) 및/또는 제 2 오목부(88)는 상술의 단면(예를 들어, 제 1 단면 또는 제 3 단면) 내에 있어서, 중심선(L)에 평행하게 직선형상으로 연장된다.
- [0224] 즉, 제 1 오목부(78) 및/또는 제 2 오목부(88)(절결)가 전후방향에 있어서, 어느 정도의 범위에 걸쳐서 마련되어 있다.
- [0225] 이 경우, 생크(56)에 제 1 오목부(78) 및/또는 제 2 오목부(88)를 마련하지 않는 경우(도 11 내지 도 12의 파선부 참조)와 비교하여, 생크(56)의 형상을 특히 폭방향에 있어서 크게 바꾸지 않고, 한쌍의 대각에서, 생크(56)의 강성을 저감시켜, 터빈 날개(40)의 고유 진동수를 조절할 수 있다.
- [0226] 도 13은 일 실시형태에 따른 생크(56)의 날개 높이방향에 직교하는 단면도이며, 도 3의 D-D 단면에 상당하는 단면이다.
- [0227] 상술의 실시형태에서는, 생크(56)는 상술의 단면에 있어서, 한쌍의 대각의 양쪽에 폭방향으로 돌출된 형상을 갖고 있었지만, 다른 실시형태에서는, 생크(56)는 상술의 단면에 있어서, 한쌍의 대각의 편측에 폭방향으로 돌출

된 형상을 갖고 있어도 좋다.

- [0228] 예를 들어, 도 13에 도시하는 바와 같이, 생크(56)는 상술의 단면에 있어서, 압력면(50)측 또한 후연(48)측의 영역(84b), 및 부압면(52)측 또한 전연(46)측의 영역(86a)을 포함하는 한쌍의 대각의 위치(영역) 중, 편측에만(도 13에서는 부압면(52)측 또한 전연(46)측의 영역(86a)에만) 오목부(제 2 오목부(88))가 마련되어 있다.
- [0229] 즉, 도 13에 도시하는 바와 같이, 본 실시형태에 따른 생크(56)에서는, 날개 높이방향에 있어서의 도 3의 D-D 단면의 위치에서의 날개 높이방향에 직교하는 단면에 있어서, 전연측의 생크(56)의 단부(80)의 폭방향의 중앙 위치(P1)와, 후연측의 생크(56)의 단부(82)의 폭방향의 중앙 위치(P2)를 연결한 선분(S1)이, 익근부(51)의 압력면측의 윤곽(53P)과 익근부(51)의 부압면측의 윤곽(53S)의 중심선(L)에 대하여 경사져 있다. 환언하면, 상술의 선분(S1)과, 중심선(Lc) 사이의 각도(θ)가 0도보다 크다.
- [0230] 따라서, 이 블록부가 마련된 한쌍의 대각의 위치에 있어서, 상기 블록부가 마련되지 않는 경우에 비해, 생크(56)의 강성이 저감되게 된다. 이에 의해, 익형부(44)가 전술의 중심선(Lc)을 따라서 진동하는 진동 모드(즉, 상술의 한쌍의 대각의 위치에 있어서 비교적 큰 응력이 생기는 진동 모드; 전형적으로는 A1 모드)의 고유 진동수를 선택적으로 감소시킬 수 있다. 이와 같이 하여, 다른 진동 모드의 고유 진동수에 미치는 영향을 억제하면서, 상술의 특정의 진동 모드의 고유 진동수를 선택적으로 조절할 수 있다. 이에 의해, 터빈 날개의 진동에 기인하는 손상을 억제할 수 있다.
- [0231] 도 14는 일 실시형태에 따른 생크(56)의 날개 높이방향에 직교하는 단면을 도시하는 단면도로서, 도 8에 도시하는 일 실시형태의 변형예를 도시한다.
- [0232] 상술의 실시형태에서는, 제 1 블록부(58) 및 제 2 블록부(68)의 형상이 도 8에 도시하는 일 실시형태의 형상과 상이하다. 즉, 제 1 블록부(58)는 제 1 직선부(84c)(원형 윤곽(67))를 기준으로, 후연측의 압력면측의 둘레방향 외측으로 부풀어 오르는 형상 중, 후연측의 최후단면(101)측을 향하는 제 1 경사면(58a)을 구비하고 있다. 즉, 제 1 경사면(58a)은 최후단면(101)의 압력면측의 단연(P4)을 기점으로 둘레방향의 외측방향, 또한, 전연측 방향을 향하여 연장되며, 제 1 후연측 윤곽(84b)에 접속하는 면이며, 최후단면(101)에 대하여 경사져 있다. 마찬가지로, 제 2 블록부(68)는 제 2 직선부(86c)(원형 윤곽(57))를 기준으로, 전연측의 부압면측의 둘레방향 외측으로 부풀어 오르는 형상 중, 전연측의 최전단면(100)측을 향하는 제 2 경사면(68a)을 구비하고 있다. 즉, 제 2 경사면(68a)은 최전단면(100)의 부압면측의 단연(P3)을 기점으로, 부압면측의 둘레방향의 외측방향, 또한, 후연측 방향을 향하여 연장되며, 제 2 전연측 윤곽(86a)에 접속하는 면으로서, 최전단면(100)에 대하여 경사져 있다. 본 실시형태는, 제 1 블록부(58)가 제 1 경사면(58a)을 구비하고, 제 2 블록부(68)가 제 2 경사면(68a)을 구비하는 점이, 도 8에 도시하는 실시형태와는 상이하다.
- [0233] 따라서, 도 8에 도시하는 실시형태와 마찬가지로, 제 1 블록부(58) 및 제 2 블록부(68)가 마련된 한쌍의 대각의 위치에 있어서, 상기 블록부가 마련되지 않는 경우에 비해, 생크(56)의 강성이 증대하게 된다. 이에 의해, 익형부(44)가 전술의 중심선(Lc)을 따라서 진동하는 진동 모드의 고유 진동수를 선택적으로 증대시킬 수 있다.
- [0234] 또한, 도 8 내지 도 14에 도시하는 실시형태의 제 1 블록부(58) 또는 제 2 블록부(68)는 각각의 둘레방향 외측의 외연을 형성하는 제 1 후연측 윤곽(84b) 또는 제 2 전연측 윤곽(86a)이, 생크(56)의 중심선(Lc)에 평행한 직선부를 갖는 외면으로 하여 형성되어 있지만, 직선부가 아닌 둘레방향 외측으로 부풀어 오르는 블록형상의 외형면을 갖고 있어도 좋다.
- [0235] 여기에서, 본 명세서에 있어서, 전연측 또는 후연측의 생크(56)의 "단부"란, 기본적으로는, 생크(56)의 전연측의 최전단면(100) 또는 후연측의 최후단면(101)을 나타내는 평탄면을 의미한다. 단, 도 14에 도시하는 실시형태와 마찬가지로, 제 1 블록부(58) 또는 제 2 블록부(68)가 단연(P4)을 기점으로 하는 제 1 경사면(58a) 또는 단연(P3)을 기점으로 하는 제 2 경사면(68a)을 구비하는 경우, 최전단면(100) 또는 최후단면(101)을 각각 부압면측의 둘레방향 외측 또는 압력면측의 둘레방향 외측으로 연장된 범위를 포함하여 단부로서 인식한다. 즉, 도 14에 도시하는 바와 같이, 제 1 블록부(58)의 외연을 형성하는 제 1 후연측 윤곽(84b)의 연장선과 최후단면(101)의 압력면측의 둘레방향 외측으로 연장된 면이 교차하는 교점을 도면부호(P6)로 하면, 점(P4, P6)이 최후단면(101)을 압력면측의 둘레방향 외측으로 연장된 최후단 연장부(101a)를 형성한다. 본 실시형태를 포함한 후연측의 "단부"는, 최후단면(101)에 최후단 연장부(101a)를 포함한 범위의 평탄면을 단부로서 인식하여도 좋다. 마찬가지로, 제 2 블록부(68)에 관하여, 제 2 블록부(68)의 외연을 형성하는 제 2 후연측 윤곽(86a)의 연장선과 최전단면(100)의 부압면측의 둘레방향 외측으로 연장된 면이 교차하는 교점을 도면부호(P5)로 하면, 점(P3, P5)이 최전단면(100)을 부압면측의 둘레방향 외측으로 연장된 최전단 연장부(100a)를 형성한다. 본 실시형태에

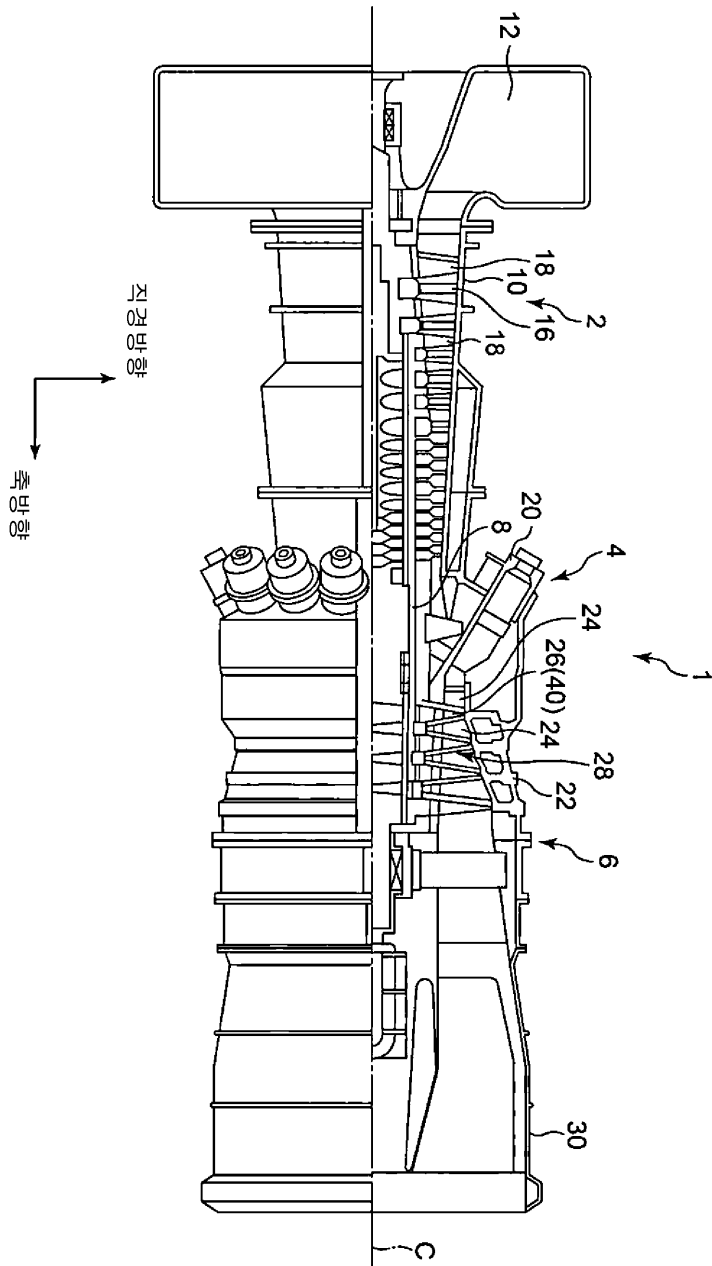
있어서의 전연측의 "단부"는, 최전단면(100)에 최전단 연장부(100a)를 포함한 범위의 평탄면을 단부로서 인식하여도 좋다.

- [0236] 또한, 도 8 내지 도 14에 도시하는 실시형태의 제 1 블록부(58) 또는 제 2 블록부(68)가 원형 윤곽(57, 67)을 기준으로, 후연측의 압력면측 또는 전연측의 부압면측의 둘레방향 외측으로 부풀어 오르는 기점이 되는 위치가, 최후단면(101)의 압력면측의 단연(P4) 또는 최전단면(100)의 부압면측의 단연(P3)보다 원형 윤곽(57, 67)을 따라서 전연측 또는 후연측으로 들어간 위치가 되는 경우에도, 생크(56)의 전연측의 최전단면(100) 또는 후연측의 최후단면(101)으로부터, 생크(56)의 후연방향 또는 전연방향으로 전연-후연방향의 전체 길이의 20%까지의 범위를 "단부"로서 인식하여도 좋다.
- [0237] "단부"를 이와 같은 범위로 인식하는 것에 의해, 익형부(44)가 전술의 중심선(Lc)을 따라서 진동하는 특성의 진동 모드(예를 들어, A1 모드)에 대하여, 선택적으로 유효한 고유 진동수인지의 여부의 판단이 용이하게 된다.
- [0238] 따라서, 생크(56)의 최전단면(100)에 있어서의 생크(56)의 폭방향 중앙 위치(P1)와, 생크(56)의 최후단면(101)에 있어서의 생크(56)의 폭방향 중앙 위치(P2)를 연결한 선분(S1)(P1, P2)이 상술의 중심선(Lc)에 대해 평행이었다고 하여도, 상술한 "단부"로서 설명된 범위 내에 있어서, 선분(S1)이 상술의 중심선(Lc)에 대하여 경사져 있으면 충분하다.
- [0239] 또한, 상술의 단부에 있어서, 생크(56)의 폭방향의 길이가 가변인 경우, 상기 범위에 있어서의 생크(56)의 폭방향의 평균의 중앙 위치를, 상술의 최전단면(100) 또는 최후단면(101)까지 중심선(Lc)과 평행하게 이동한 점을, 상술의 단부(80)의 폭방향의 중앙 위치(P1) 및 단부(82)의 폭방향의 중앙 위치(P2)로 한다.
- [0240] 다음에, 몇 가지의 실시형태에 따른 터빈 날개(40)의 고유 진동수의 튜닝 방법에 대하여 설명한다.
- [0241] 몇 가지의 실시형태에서는, 도 2 내지 도 9를 참조하여 설명한 터빈 날개(40) 및 도 11 내지 도 12를 참조하여 설명한 터빈 날개(40)를 대상으로 한다.
- [0242] 즉, 튜닝 대상의 터빈 날개(40)는 상술한 바와 같이, 플랫폼(42), 익형부(44), 익근부(51), 및 생크(56)를 구비한다. 그리고, 생크(56)는 날개 높이방향에 있어서의 어느 하나의 위치에 있어서, 상술한 단면(예를 들어, 제 1 단면 내지 제 3 단면)을 갖는다. 즉, 이 단면은 날개 높이방향에 직교하는 단면에 있어서, 또한, 전연(46)측의 생크(56)의 단부(80)의 폭방향의 중앙 위치(P1)와, 후연(48)측의 생크(56)의 단부(82)의 폭방향의 중앙 위치(P2)를 연결한 선분(S1)이, 익근부(51)의 압력면(50)측의 윤곽(53P)과 익근부(51)의 부압면(52)측의 윤곽(53S)의 중심선(Lc)에 대하여 경사지는 단면이다.
- [0243] 몇 가지의 실시형태에 따른 튜닝 방법은, 익근부(51)의 중심선(Lc)에 대한 상술의 선분(S1)의 각도(θ)가 변화하도록, 생크(56)의 외형을 가공하는 단계를 구비한다.
- [0244] 몇 가지의 실시형태에서는, 상술한 바와 같이 생크(56)의 외형을 가공하는 것에 의해, 터빈 날개(40)의 익형부(44)가 중심선(Lc)을 따라서 진동하는 모드(전형적으로는 A1 모드)의 고유 진동수를 조정하도록 하여도 좋다.
- [0245] 보다 구체적으로는, 예를 들어 도 5 내지 도 9에 도시하는 터빈 날개(40)(즉, 한쌍의 대각으로 제 1 블록부(58) 및 제 2 블록부(68)가 마련된 생크(56)를 갖는 터빈 날개(40))의 경우, 상술의 외형을 가공하는 단계에서는, 생크(56)의 폭방향에 있어서의 제 1 블록부(58)의 돌출량, 또는, 제 1 윤곽(84) 중 제 1 블록부(58)가 차지하는 범위의 크기를 조절한다. 혹은, 생크(56)의 폭방향에 있어서의 제 2 블록부(68)의 돌출량, 또는, 제 2 윤곽(86) 중 제 2 블록부(68)가 차지하는 범위의 크기를 조절한다.
- [0246] 또한, 예를 들어 도 11 및 도 12에 도시하는 터빈 날개(40)(즉, 한쌍의 대각으로 제 1 오목부(78) 및 제 2 오목부(88)가 마련된 생크(56)를 갖는 터빈 날개(40))의 경우, 상술의 외형을 가공하는 단계에서는, 생크(56)의 폭방향에 있어서의 제 1 오목부(78)의 오목량, 또는, 제 1 윤곽(84) 중 제 1 오목부(78)가 차지하는 범위의 크기를 조절한다. 혹은, 생크(56)의 폭방향에 있어서의 제 2 오목부(88)의 오목량, 또는, 제 2 윤곽(86) 중 제 2 오목부(88)가 차지하는 범위의 크기를 조절한다.
- [0247] 이와 같이 하여, 생크(56)에 있어서, 상술의 블록부 또는 오목부가 마련된 한쌍의 대각의 위치에서의 강성을 조절할 수 있다. 즉, 상술의 블록부의 돌출량 또는 블록부가 차지하는 범위의 크기를 크게 하는 것에 의해, 혹은, 상술의 오목부의 오목량 또는 오목부가 차지하는 범위의 크기를 작게 하는 것에 의해, 상술의 강성을 증대시킬 수 있다. 또한, 상술의 블록부의 돌출량 또는 블록부가 차지하는 범위의 크기를 작게 하는 것에 의해, 혹은, 상술의 오목부의 오목량 또는 오목부가 차지하는 범위의 크기를 크게 하는 것에 의해, 상술의 강성을 감

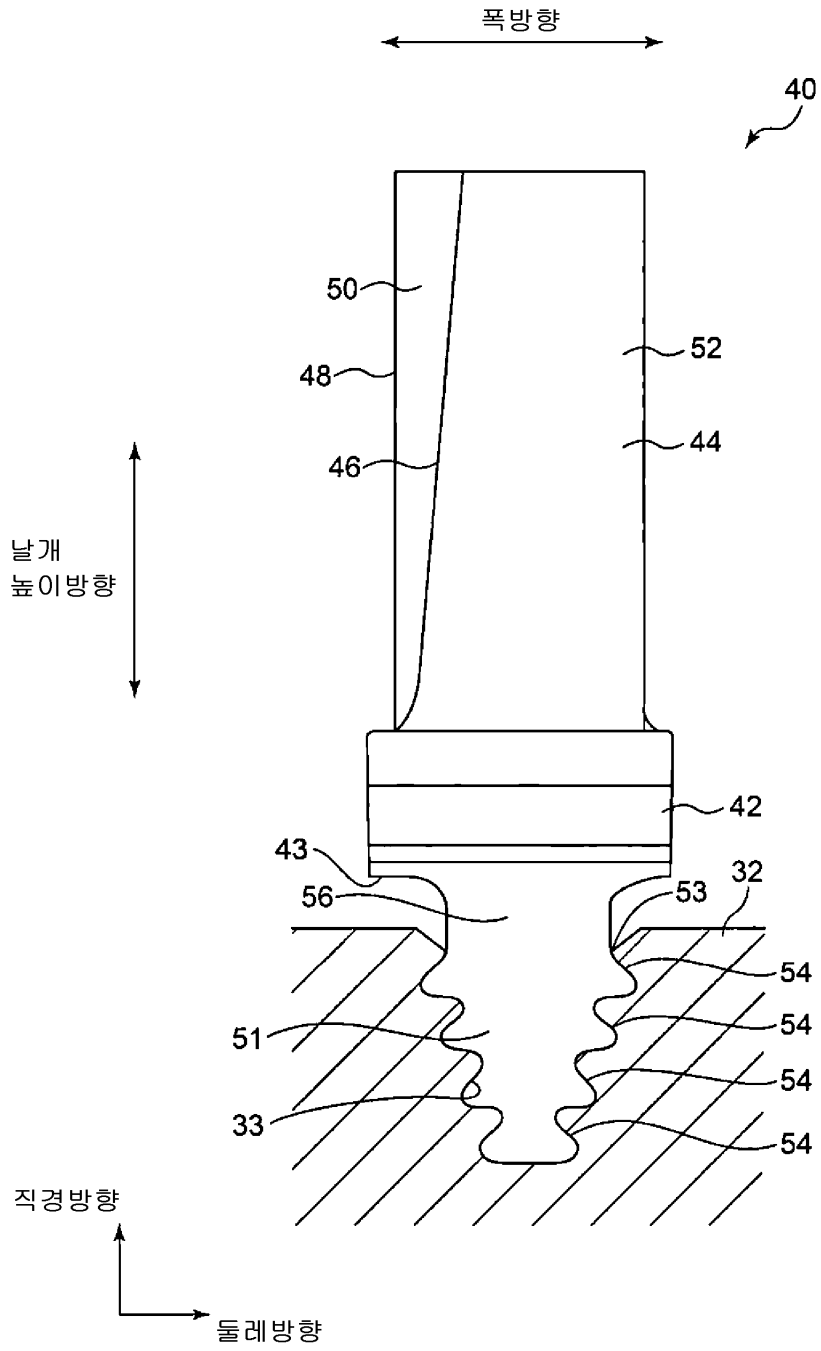
- | | |
|-------------------------|-------------------------|
| 33: 날개 홈 | 34: 냉각 통로 |
| 36: 리브 | 38: 내벽면 |
| 40: 터빈 날개 | 42: 플랫폼 |
| 43: 하면 | 44: 익형부 |
| 46: 전연 | 48: 후연 |
| 50: 압력면 | 51: 익근부 |
| 52: 부압면 | 53P: 윤곽 |
| 53S: 윤곽 | 54: 베어링면 |
| 55: 상단 | 56: 생크 |
| 57: 원형 윤곽 | 58: 제 1 볼록부 |
| 67: 원형 윤곽 | 68: 제 2 볼록부 |
| 70: 네킹부 | 78: 제 1 오목부 |
| 80: 단부 | 82: 단부 |
| 84: 제 1 윤곽 | 84a: 제 1 전연측 윤곽(전연측 영역) |
| 84b: 제 1 후연측 윤곽(후연측 영역) | 84c: 제 1 직선부 |
| 84d: 제 1 중앙 윤곽 | 86: 제 2 윤곽 |
| 86a: 제 2 전연측 윤곽(전연측 영역) | 86d: 제 2 중앙 윤곽 |
| 86b: 제 2 후연측 윤곽(후연측 영역) | |
| 86c: 제 2 직선부 | |
| 88: 제 2 오목부 | 100: 최전단면 |
| 100a: 최전단 연장부 | 101: 최후단면 |
| 101a: 최후단 연장부 | Lc: 중심선 |
| Lo: 기준선 | P1: 중앙 위치 |
| P2: 중앙 위치 | Pc: 중점 |
| S1: 선분 | |

도면

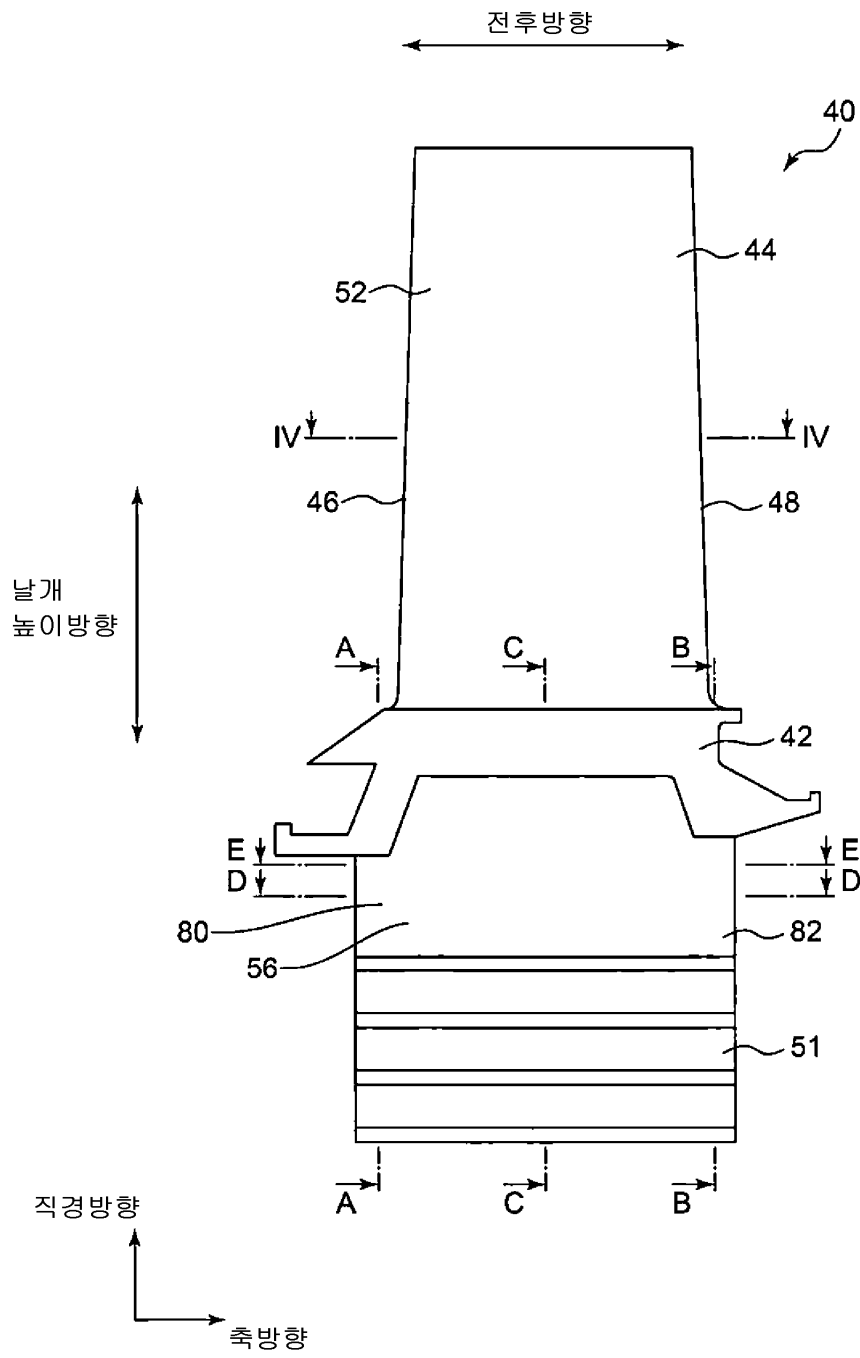
도면1



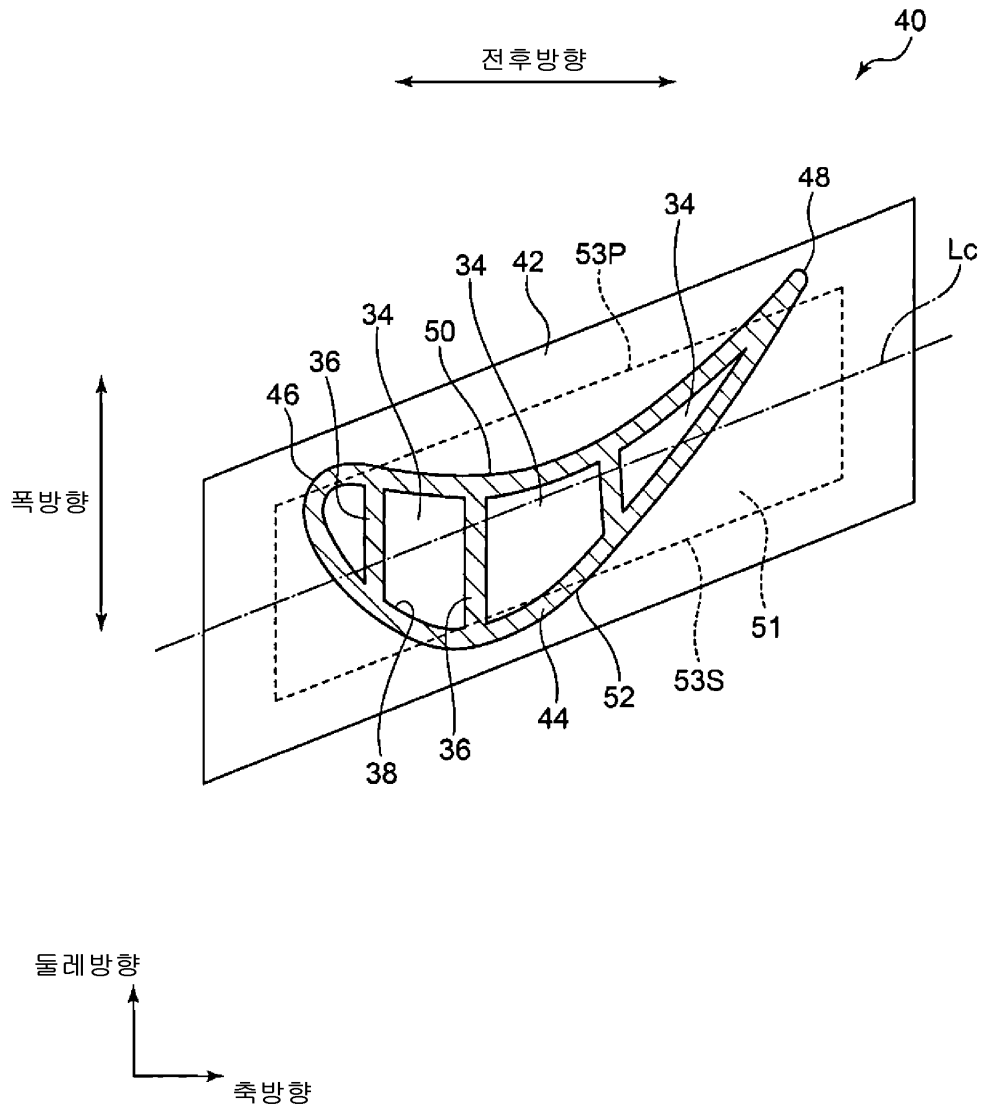
도면2



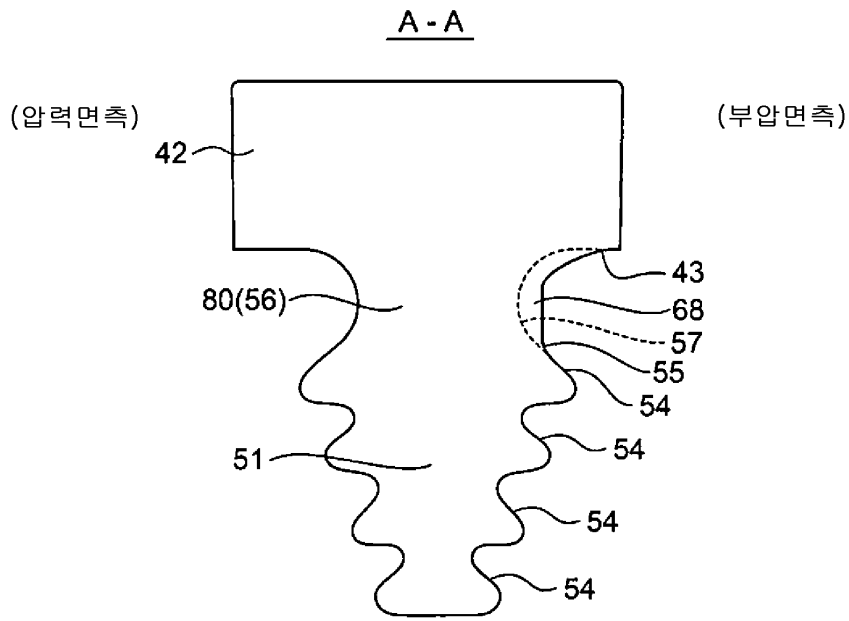
도면3



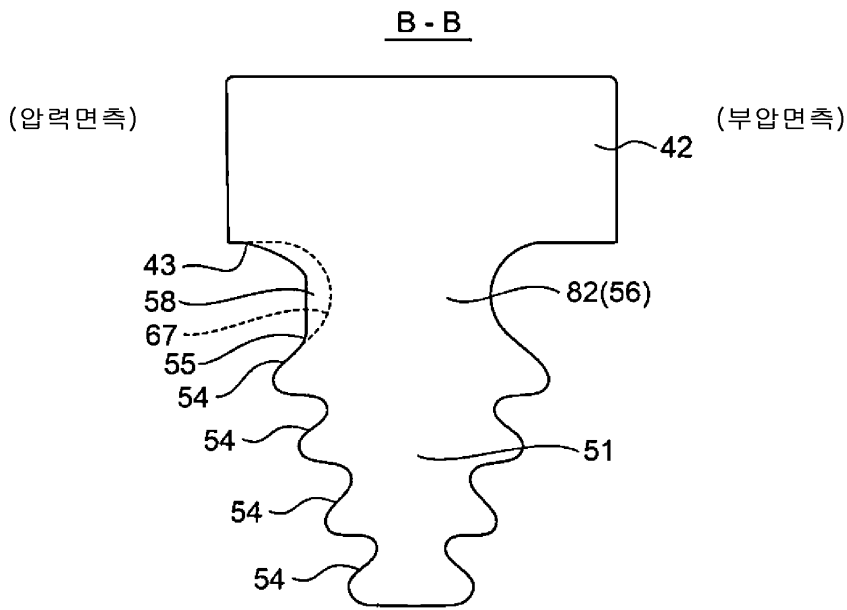
도면4



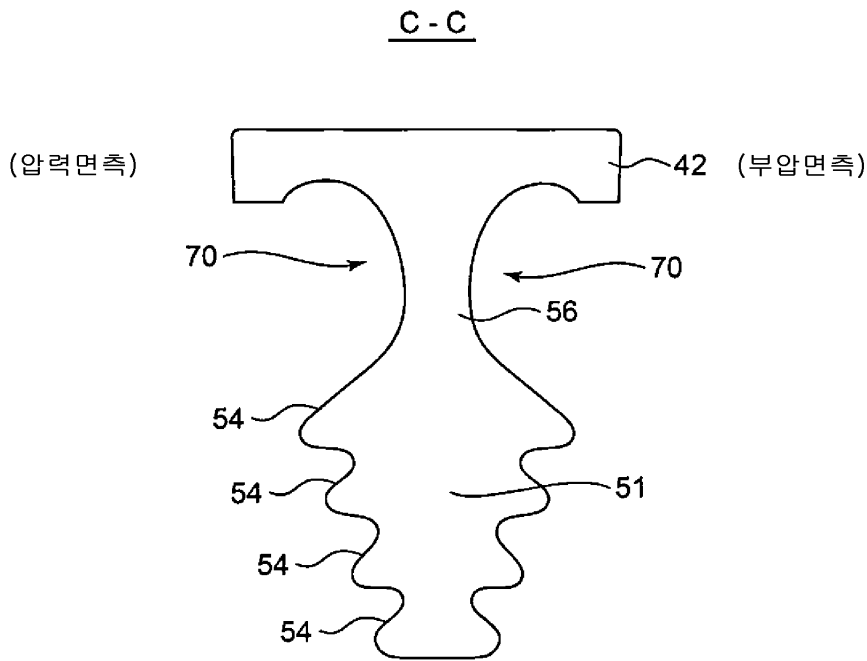
도면5



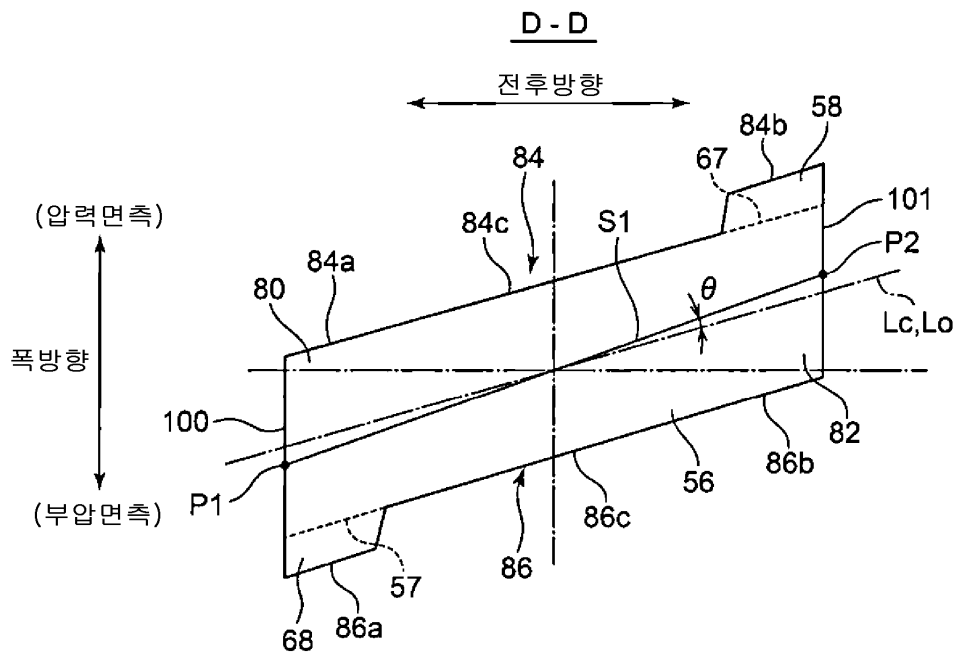
도면6



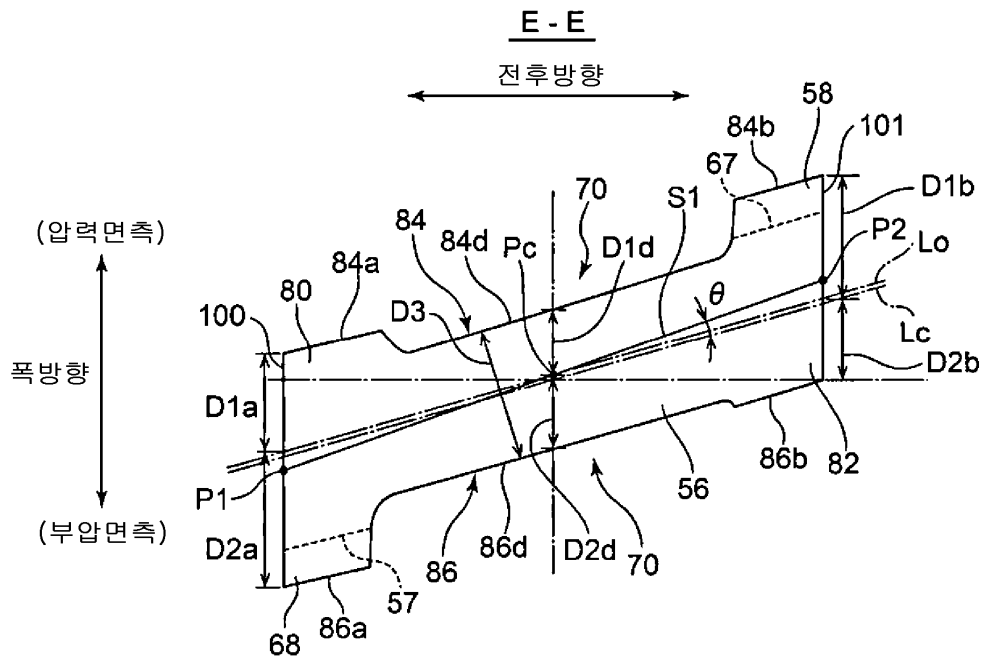
도면7



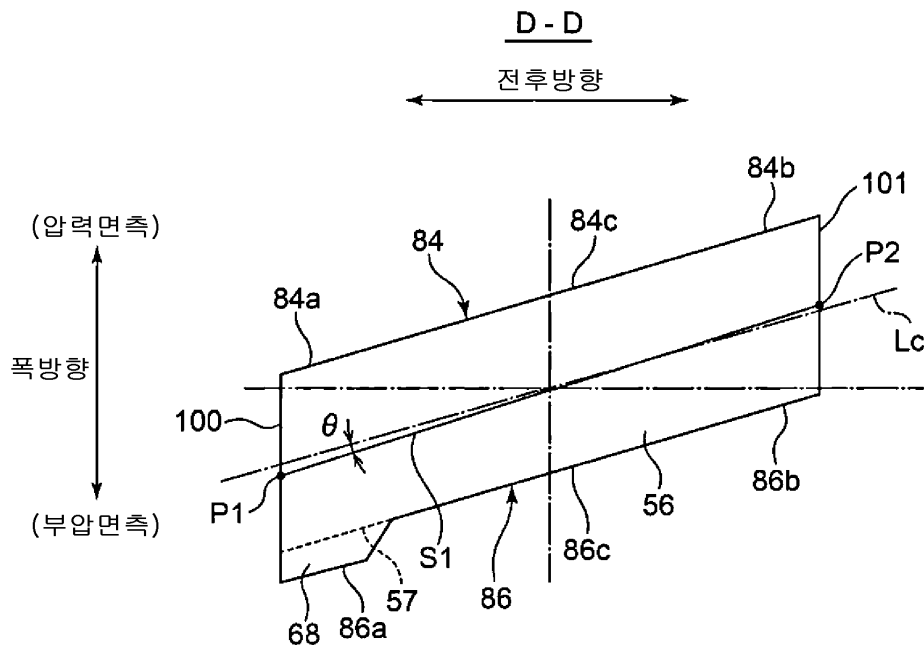
도면8



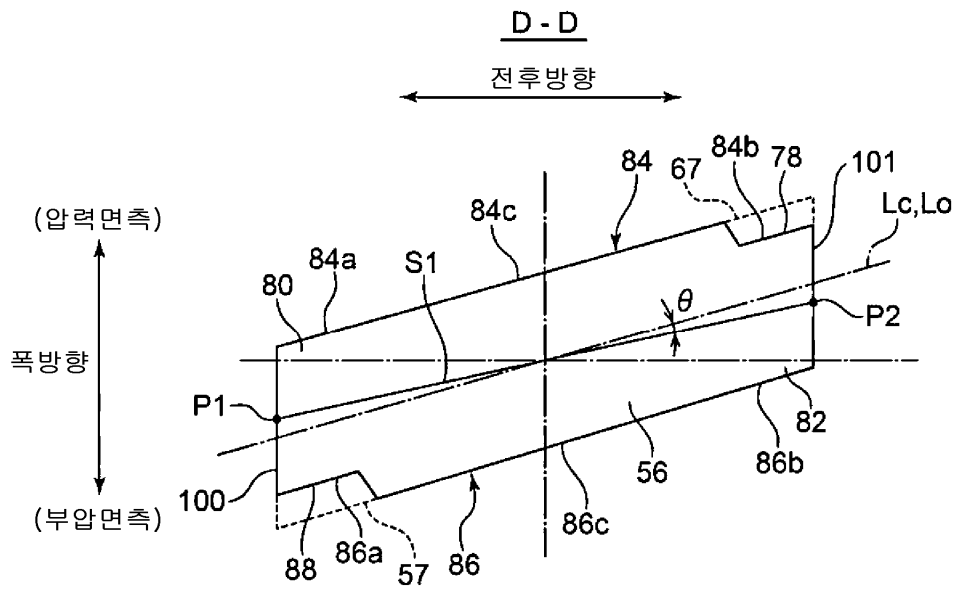
도면9



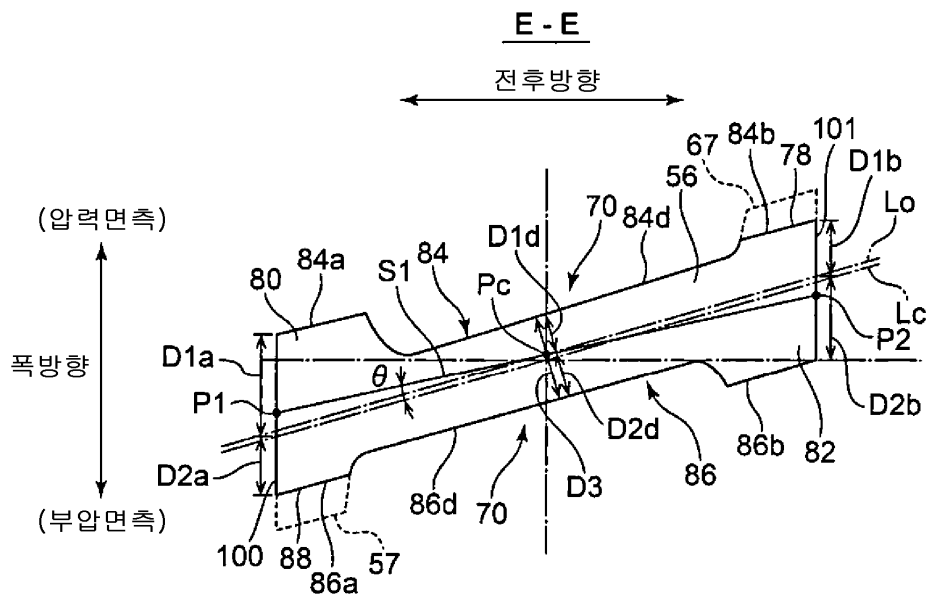
도면10



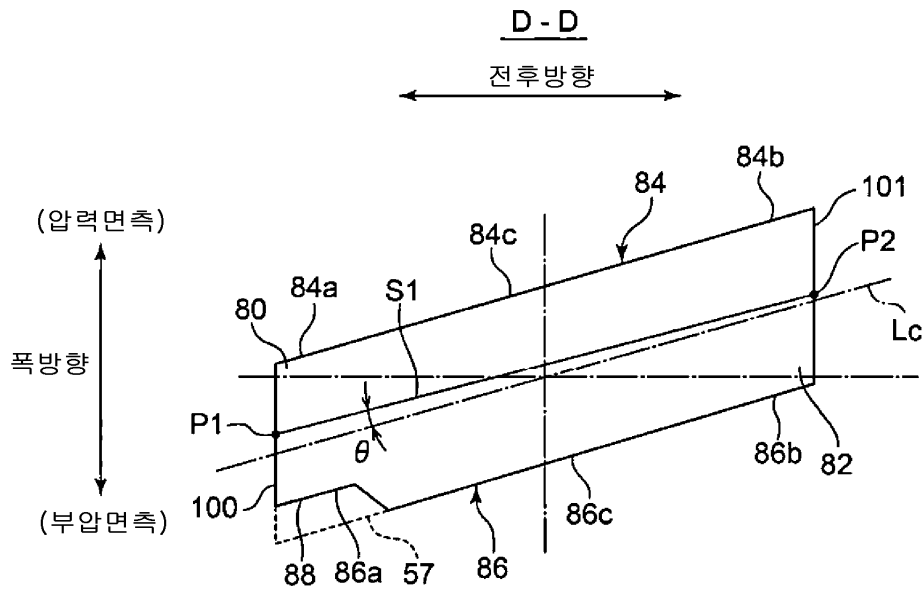
도면11



도면12



도면13



도면14

