

- 전체 청구항 수 : 총 21 항

계, 리딩 에지와 트레일링 에지를 가지고, 이러한 두꺼운 에어포일 프로파일들을 위해, 상기 블레이드(2)에 관해 그것이 전진할 때와 후퇴할 때 모두 상기 항공기가 전진하면서, 상기 로터(10)가 회전하는 동안에 각각의 에어포일 프로파일의 최대 두께를 정의하는 점들의 특별한 위치들이 상기 두꺼운 에어포일 형상(1)과 상기 로터(10)의 공기역학적 거동을 개선하는 것을 가능하게 한다. 상기 두꺼운 에어포일 형상(1)은 또한 상기 항공기의 수평 안정 장치 및/또는 수직 안정 장치 또는 테일 붐 상의 상기 로터(10)로부터의 반류에 의해 발생된 것과 같은 진동을 감소시키는 역할을 한다.

(52) CPC특허분류

Y02T 50/34 (2013.01)

Y02T 50/66 (2013.01)

명세서

청구범위

청구항 1

항공기(5)의 로터(10)의 회전 허브(3)와, 상기 로터(10)의 블레이드(2)의 유선형부(22) 사이에 배치하기 위한 두꺼운 에어포일 형상(airfoil shape)(1)으로서,

상기 두꺼운 에어포일 형상(1)은, 첫 번째로는 제1 엔드 존(end zone)(13)으로부터 제2 엔드 존(14) 쪽으로 세로 방향(X)에서 날개 길이 방향으로 연장하고, 두 번째로는 리딩 에지(15)로부터 트레일링 에지(16)까지 가로 방향(Y)에서 연장하며, 상기 두꺼운 에어포일 형상(1)은 날개 길이 방향의 세로 방향(X)에 수직인 가로 평면(P_{YZ})에 평행한 평면들에 있는 두꺼운 에어포일 프로필(11)들이 연속된 것으로 이루어지며, 각각의 두꺼운 에어포일 프로필(11)은 흡입측 프로필(17)과 압축측 프로필(18)을 가지고, 각각의 두꺼운 에어포일 프로필(11)은 리딩 에지(15)와 트레일링 에지(16) 사이의 익현(c), 상기 익현(c)에 수직으로 측정된 압축측 프로필(18)과 흡입측 프로필(17) 사이의 최대 거리와 같은 최대 두께(t), 및 상기 익현(c)으로 나누어진 최대 두께(t)의 비와 같은 상대적인 두께(t/c)에 의해 정의되며, 상기 상대적인 두께(t/c)는 각각의 두꺼운 에어포일 프로필(11)에 대해 20% 이상이고, 각각의 에어포일 프로필(11)은 극점(C0, C1, C2, C3)을 거쳐 지나가고, 각각의 극점(C0, C1, C2, C3)은 상기 에어포일 프로필(11)에 부착된 기준(reference) 프레임(U, V)에서 정의되며, 상기 익현(c)의 방향에 의해 형성된 가로좌표 축(U)과, 상기 가로좌표 축(U)에 수직인 세로좌표 축(V)에 의해 정의되고, 상기 가로좌표 축(U)과 상기 세로좌표 축(V)의 하나의 유닛(unit)은 상기 익현(c)과 같고, 좌표(1, 0)의 제1 극점(C0)은 상기 리딩 에지(15)에 위치하고, 좌표(0, 0)의 제2 극점(C2)은 상기 트레일링 에지(16)에 위치하며, 제3 극점(C1)과 제4 극점(C3)은 상기 에어포일 프로필(11)의 최대 두께(t)를 형성하고, 상기 제3 극점(C1)과 상기 제4 극점(C3)에서의 각각의 에어포일 프로필(11)에 대한 접선(tangent)들이 가로좌표 축(U)에 평행하게 정의되고,

기준 프레임(U, V)에서의 상기 제3 극점(C1)과 상기 제4 극점(C3)의 좌표들(u_{Ci} , v_{Ci})은 상대적 두께(t/c)의 함수로서 정의되며, 다음 표,

t/c		u_{C_1}	v_{C_1}	u_{C_3}	v_{C_3}
20%	B	0.55	0.12	0.55	-0.08
	H	0.70	0.16	0.75	-0.04
25%	B	0.63	0.14	0.55	-0.11
	H	0.73	0.19	0.75	-0.06
30%	B	0.65	0.18	0.62	-0.12
	H	0.75	0.22	0.72	-0.08
35%	B	0.65	0.20	0.62	-0.15
	H	0.75	0.24	0.73	-0.11
40%	B	0.48	0.23	0.45	-0.17
	H	0.63	0.28	0.65	-0.12
50%	B	0.35	0.28	0.37	-0.22
	H	0.49	0.37	0.57	-0.13
60%	B	0.25	0.34	0.30	-0.26
	H	0.42	0.45	0.50	-0.15
70%	B	0.20	0.44	0.20	-0.26
	H	0.40	0.56	0.30	-0.14
80%	B	0.36	0.47	0.19	-0.33
	H	0.52	0.57	0.31	-0.23
90%	B	0.37	0.47	0.20	-0.43
	H	0.52	0.59	0.30	-0.31
100%	B	0.40	0.45	0.22	-0.55
	H	0.50	0.60	0.32	-0.40

에서 주어진 낮은 값들(B)과 높은 값들(H)에 의해 경계가 정해진 범위들 내에 있는, 두꺼운 에어포일 형상.

청구항 2

제1 항에 있어서,

각각의 에어포일 프로필(11)에 관해, 제3 극점(C1)과 제4 극점(C3)의 좌표(u_{Ci} , v_{Ci})들에 관한 최적화된 값들은

다음 표,

t/c	u_{C_1}	v_{C_1}	u_{C_2}	v_{C_2}
20%	0.65	0.148	0.65	-0.052
25%	0.71	0.17	0.66	-0.08
30%	0.72	0.20	0.66	-0.10
35%	0.69	0.22	0.68	-0.13
40%	0.55	0.26	0.51	-0.14
50%	0.42	0.325	0.42	-0.175
60%	0.32	0.39	0.35	-0.21
70%	0.31	0.50	0.23	-0.20
80%	0.42	0.54	0.24	-0.28
90%	0.44	0.555	0.26	-0.345
100%	0.445	0.565	0.275	-0.435

에서의 상기 에어포일 프로파일(11)의 상대적 두께(t/c)의 함수로서 정의되는, 두꺼운 에어포일 형상.

청구항 3

제1 항에 있어서,

상기 리딩 에지(15)와 상기 트레일링 에지(16)에서의 각각의 에어포일 프로파일(11)의 접선들은 세로좌표 축(V)에 평행하게 정의되는, 두꺼운 에어포일 형상.

청구항 4

제1 항에 있어서,

하부(lower) 상대적 두께인 $(t/c)_{\min}$ 과 상부(upper) 상대적 두께인 $(t/c)_{\max}$ 사이에 있는 중간 상대적 두께(t/c)를 가지는 중간의 두꺼운 에어포일 프로파일(11)을 형성하는 각 점의 좌표(u, v)는, 하부 상대적 두께인 $(t/c)_{\min}$ 을 가지는 제1 에어포일 프로파일(11)과 상부 상대적 두께인 $(t/c)_{\max}$ 를 가지는 제2 에어포일 프로파일(11)로부터의 보간(interpolation)에 의해 정해지는, 두꺼운 에어포일 형상.

청구항 5

제4 항에 있어서,

상대적 두께(t/c)를 갖는 중간의 에어포일 프로파일(11)의 각 점의 세로좌표(v)는 다음 관계식,

$$v = \frac{(t/c) - (t/c)_{\min}}{(t/c)_{\max} - (t/c)_{\min}} v_{\max} + \left[1 - \frac{(t/c) - (t/c)_{\min}}{(t/c)_{\max} - (t/c)_{\min}} \right] v_{\min}$$

에 의해 결정되고,

이 경우 $v_{\min}$ 은 중간의 에어포일 프로파일(11)의 좌표점(u, v)과 동일한 가로좌표(u)를 가지는 제1 에어포일 프로파일(11)의 점에 관한 제1 세로좌표이고, $v_{\max}$ 은 중간의 두꺼운 에어포일 프로파일(11)의 좌표점(u, v)과 동일한 가로좌표(u)를 가지는 제2 에어포일 프로파일(11)의 점에 관한 제2 세로좌표인, 두꺼운 에어포일 형상.

청구항 6

유선형부(22)와 블레이드 루트(21)를 가지는 블레이드(2)로서,

제1 항에 따른 두꺼운 에어포일 형상(1)이 상기 블레이드 루트(21)를 상기 유선형부(22)에 연결하는, 블레이드.

청구항 7

항공기(5)의 로터(10)로서,

상기 로터(10)는 1개의 허브(3)와 적어도 2개의 블레이드(2)를 포함하고,

상기 블레이드(2) 각각은 유선행부(22)와 블레이드 루트(21)를 가지며,

상기 블레이드(2) 각각은 상기 로터(10)에 의한 반류(wake)의 발생을 감소시키고, 상기 반류에 담긴 불안정성의 폭을 제한하며, 상기 반류의 빈번함 징후(frequency signature)를 감소시키도록, 블레이드 루트(21)를 유선행부(22)에 연결하는, 제1 항에 따른 두꺼운 에어포일 형상(1)을 포함하는, 항공기의 로터.

청구항 8

항공기(5)의 로터(10)로서,

상기 로터(10)는 1개의 허브(3), 상기 허브(3)에 각각의 블레이드(2)를 각각 연결하는 구조적 접합 장치(24)가 있는 적어도 2개의 블레이드(2), 및 각각의 구조적 접합 장치(24)를 정형하는 블레이드 커프(25)를 포함하고,

상기 블레이드 커프(25) 각각은 상기 로터(10)에 의한 반류의 발생을 감소시키고, 상기 반류에 담긴 불안정성의 폭을 제한하며, 상기 반류가 빈번하게 발생하는 징후를 감소시키도록, 제1 항에 따른 두꺼운 에어포일 형상(1)에 의해 형성되는, 항공기의 로터.

청구항 9

회전익기(5)로서,

동체(51), 테일 붐(52), 적어도 하나의 안정 장치(54), 및 적어도 2개의 블레이드(2)를 가지는 적어도 하나의 로터(10)를 포함하고,

첫 번째로는 상기 로터(10)로부터의 반류의 발생과 상기 반류의 불안정성을 감소시키고, 두 번째로는 상기 반류에 의해 발생될 때 상기 테일 붐(52) 및/또는 상기 적어도 하나의 수평 및/또는 수직 안정 장치(54)에서의 진동의 출현을 제한하도록, 상기 로터(10)는 제7 항에 따른 것인, 회전익기.

청구항 10

항공기(5)의 로터(10)의 회전 허브(3)와 상기 로터(10)의 블레이드(2)의 유선행부(22) 사이에 배치하기 위한 두꺼운 에어포일 형상(1)을 얻는 방법으로서,

상기 두꺼운 에어포일 형상(1)은 첫 번째로는 제1 엔드 존(13)으로부터 제2 엔드 존(14) 쪽으로 세로 방향(X)에서 날개 길이 방향으로, 두 번째로는 리딩 에지(15)로부터 트레일링 에지(16)까지 가로 방향(Y)에서 연장하고, 상기 두꺼운 에어포일 형상(1)은 날개 길이 세로 방향(X)에 수직인 가로 평면(P_{YZ})에 평행한 평면들에 있는 두꺼운 에어포일 프로파일(11)들이 연속된 것으로 이루어지며, 각각의 두꺼운 에어포일 프로파일(11)은 흡입측 프로파일(17)과 압축측 프로파일(18)을 가지고, 각각의 두꺼운 에어포일 프로파일(11)은 상기 리딩 에지(15)와 상기 트레일링 에지(16) 사이의 익현(c), 상기 익현(c)에 수직으로 측정된 압축측 프로파일(18)과 흡입측 프로파일(17) 사이의 최대 거리와 같은 최대 두께(t), 및 상기 익현(c)으로 나누어진 최대 두께(t)의 비와 같은 상대적 두께(t/c)에 의해 정의되며, 상기 상대적 두께(t/c)는 각각의 두꺼운 에어포일 프로파일(11)에 대해 20% 이상이고,

상기 방법은 각각의 에어포일 프로파일(11)을 정의하기 위해 다음 단계들, 즉

- 상기 에어포일 프로파일(11)에 속하는 $m+1$ 개의 특징점($A_0, \dots, A_i, \dots, A_m$)을 생성하기 위한 제1 생성 단계(101)로서, i 는 0 내지 m 의 범위에 있는 양의 정수이고, 각각의 특징점 A_i 는 상기 에어포일 프로파일(11)에 부착된 기준 프레임(U, V)에서 정의되고 상기 익현(c)의 방향에 의해 형성된 가로좌표 축(U)과 상기 가로좌표 축(U)에 수직인 세로좌표 축(V)에 의해 정의되며, 상기 가로좌표 축(U)과 상기 세로좌표 축(V) 중 하나의 유닛은 상기 익현(c)과 같은, 상기 제1 생성 단계;

- 제어점($B_{i,j}$)을 생성하기 위한 제2 생성 단계(102)로서, n 개의 제어점($B_{i,j}$)은 2개의 연속 특징점(A_i, A_{i+1}) 사이에 각각 위치하고, 2개의 연속적인 특징점(A_i, A_{i+1}) 사이의 상기 에어포일 프로파일(11)을 구성하기 위한 구성점들이며, n 은 2 이상인 양의 정수이고, j 는 1과 n 사이의 범위에 있는 양의 정수이며, $(i+1)$ 은 i 가 m 과 같을

때 "0"인 값으로 대체되는, 상기 제2 생성 단계; 및

- 상기 에어포일 프로파일(11)을 결정하기 위한 결정 단계(103)로서, (m+1)개의 곡선이 각각 2개의 연속적인 특징점(Ai, Ai+1)을 함께 연결하고 제어점(Bi.j)으로부터 구성되며, 상기 (m+1)개의 곡선은 쌍으로 연결되어 에어포일 프로파일(11)을 형성하고, 상기 에어포일 프로파일(11)은 극점들(C0, C1, C2, C3)을 통과하며, 좌표(1, 0)를 갖는 제1 극점(C0)은 상기 리딩 에지(15)에 위치하고, 좌표(0, 0)를 갖는 제2 극점(C2)은 상기 트레일링 에지(16)에 위치하고, 제3 극점(C1) 및 제4 극점(C3)은 에어포일 프로파일(11)의 최대 두께(t)를 형성하며, 제3 극점(C1) 및 제4 극점(C3)에서의 각각의 에어포일 프로파일(11)의 접선들은 가로좌표 축(U)에 평행하게 정의되고, 기준 프레임(U, V)에서의 제3 극점(C1) 및 제4 극점(C3)의 좌표(uCi, vCi)들은 상대적 두께(t/c)의 함수로서 정의되며, 다음 표,

t/c		u _{C1}	v _{C1}	u _{C3}	v _{C3}
20%	B	0.55	0.12	0.55	-0.08
	H	0.70	0.16	0.75	-0.04
25%	B	0.63	0.14	0.55	-0.11
	H	0.73	0.19	0.75	-0.06
30%	B	0.65	0.18	0.62	-0.12
	H	0.75	0.22	0.72	-0.08
35%	B	0.65	0.20	0.62	-0.15
	H	0.75	0.24	0.73	-0.11
40%	B	0.48	0.23	0.45	-0.17
	H	0.63	0.28	0.65	-0.12
50%	B	0.35	0.28	0.37	-0.22
	H	0.49	0.37	0.57	-0.13
60%	B	0.25	0.34	0.30	-0.26
	H	0.42	0.45	0.50	-0.15
70%	B	0.20	0.44	0.20	-0.26
	H	0.40	0.56	0.30	-0.14
80%	B	0.36	0.47	0.19	-0.33
	H	0.52	0.57	0.31	-0.23
90%	B	0.37	0.47	0.20	-0.43
	H	0.52	0.59	0.30	-0.31
100%	B	0.40	0.45	0.22	-0.55
	H	0.50	0.60	0.32	-0.40

에 주어진 낮은 값(B)들과 높은 값(H)들에 의해 경계가 정해진 범위들 내에 있는, 상기 결정 단계(103)를 포함하는, 상기 에어포일 형상(1)을 얻는 방법.

청구항 11

제10 항에 있어서,

각각의 에어포일 프로파일(11)에 관해, 제3 극점(C1) 및 제4 극점(C3)의 좌표(uCi, vCi)들에 관한 최적화된 값들은 다음 표,

t/c	u _{C1}	v _{C1}	u _{C3}	v _{C3}
20%	0.65	0.148	0.65	-0.052
25%	0.71	0.17	0.66	-0.08
30%	0.72	0.20	0.66	-0.10
35%	0.69	0.22	0.68	-0.13
40%	0.55	0.26	0.51	-0.14
50%	0.42	0.325	0.42	-0.175
60%	0.32	0.39	0.35	-0.21
70%	0.31	0.50	0.23	-0.20
80%	0.42	0.54	0.24	-0.28
90%	0.44	0.555	0.26	-0.345
100%	0.445	0.565	0.275	-0.435

에서의 에어포일 프로파일(11)의 상대적 두께(t/c)의 함수로서 정의되는, 상기 에어포일 형상(1)을 얻는 방법.

청구항 12

제10 항에 있어서,

상기 제어점(Bi, j)은 상기 에어포일 프로파일(11)의 결정 단계(103) 동안에 각각의 에어포일 프로파일(11)의 과도한 굴곡을 회피하고, 상기 에어포일 프로파일(11)에서의 굴곡점, 또는 뾰족한 끝(cusp)들의 출현을 회피하도록 2개의 연속적인 특징점($Ai, Ai+1$)에 의해 포함된 존(zone)의 제3 범위[-25%, 125%]를 나타내는 존에 있는, 상기 에어포일 형상(1)을 얻는 방법.

청구항 13

제10 항에 있어서,

상기 제1 생성 단계(101) 동안에, 제1 극점($C0$) 및 제2 극점($C2$)에서의 에어포일 프로파일(11)의 접선들은 세로좌표 축(V)에 평행하게 정의되는, 상기 에어포일 형상(1)을 얻는 방법.

청구항 14

제10 항에 있어서,

상기 제1 생성 단계(101) 동안에, 4개의 특징점($A0, A1, A2, A3$)이 생성되고, 이들 특징점($A0, A1, A2, A3$)은 극점($C0, C1, C2, C3$)인, 상기 에어포일 형상(1)을 얻는 방법.

청구항 15

제14 항에 있어서,

4개의 곡선(41 내지 44)이 차수가 3인 베지어 곡선으로 구성되고, 제1 특징점($A0$) 및 제2 특징점($A2$)에서의 에어포일 프로파일(11)에 대한 접선들은 세로좌표 축(V)에 대해 평행하게 정의되며, 제어점들($B0.1, B0.2, B1.1, B1.2, B2.1, B2.2, B3.1, B3.2$)은 상대적 두께(t/c)의 함수로서 정의되고 제어 점(Bi, j)에 관해 정의하는 다음 표,

t/c		$CvB_{2,2}$	$CuB_{0,2}$	$CuB_{2,2}$	$CvB_{2,2}$	$CvB_{2,2}$	$CuB_{2,2}$	$CvB_{2,2}$	$CuB_{2,2}$
20%	B	0.80	0.10	0.30	-0.10	0.50	0	0.65	0
	H	0.90	0.25	0.40	0.10	0.90	0.05	0.85	0.15
25%	B	0.80	0.30	0.80	0.30	0.40	0.20	0.80	0.50
	H	0.90	0.50	0.85	0.60	0.80	0.30	0.90	0.80
30%	B	0.35	0.10	0.40	0.05	0.35	0.20	0.80	0.50
	H	0.45	0.20	0.50	0.25	0.70	0.30	0.90	0.65
35%	B	0.74	0.34	0.60	0.22	0.25	0.15	0.80	0.50
	H	0.88	0.70	0.70	0.32	0.50	0.30	0.90	0.65
40%	B	0.85	0.35	0.65	0.12	0.77	0.45	0.70	0.37
	H	1.10	0.52	0.86	0.24	1.10	0.65	0.95	0.65
50%	B	0.70	0.15	0.67	0.05	0.81	0.39	0.77	0.41
	H	0.90	0.30	0.86	0.14	1.00	0.63	0.98	0.61
60%	B	0.60	0.10	0.70	0.05	0.70	0.25	0.15	0.00
	H	0.80	0.20	0.85	0.12	0.80	0.35	0.35	0.15
70%	B	0.75	0.08	0.65	-0.03	0.70	0.25	0.22	-0.05
	H	0.90	0.16	0.90	0.05	0.80	0.35	0.45	0.15
80%	B	0.85	0.20	0.65	-0.04	0.60	0.30	0.80	0.57
	H	1.05	0.35	0.92	0.05	0.90	0.50	0.90	0.85
90%	B	0.80	0.15	0.71	-0.03	0.65	0.43	0.79	0.57
	H	0.98	0.28	0.93	0.15	0.93	0.60	0.94	0.81
100%	B	0.75	0.10	0.75	0.00	0.65	0.50	0.77	0.60
	H	0.95	0.25	0.95	0.25	1.00	0.70	0.97	0.80

에 따라 정의되며, 변동 범위는 계수($CuBi, j, CvBi, j$)에 관한 낮은 값(B)과 높은 값(H)에 의해 경계가 정해지고, 상기 계수($CuBi, j, CvBi, j$)는 연속적인 특징점($Ai, Ai+1$)의 쌍들에 대한 제어점(Bi, j)들의 위치를 정의하며, 각각의 계수($CuBi, j, CvBi, j$)에는 가로좌표 축(U)과 세로좌표 축(V)에 각각 평행한 특징점(Ai)에 대한 제어점(Bi, j)의 위치를 정의하기 위해, 가로좌표 축(U)과 세로좌표 축(V)에 각각 평행한 연속된 특징점($Ai, Ai+1$)들의 쌍 사이의 거리가 곱해지는, 상기 에어포일 형상(1)을 얻는 방법.

청구항 16

제15 항에 있어서,

각각의 에어포일 프로파일(11)에 관해, 제어점들(B0.1, B0.2, B1.1, B1.2, B2.1, B2.2, B3.1, B3.2)의 계수(CuBi.j, CvBi.j)에 관해 최적화된 값들은 다음 표,

t/c	CvB0.1	CuB0.2	CvB1.1	CuB1.2	CuB2.1	CvB2.2	CvB3.1	CuB3.2
20%	0.85	0.22	0.37	0	0.60	0	0.70	0.10
25%	0.85	0.42	0.81	0.42	0.50	0.22	0.85	0.69
30%	0.38	0.13	0.44	0.16	0.49	0.24	0.85	0.65
35%	0.81	0.44	0.66	0.24	0.34	0.22	0.85	0.65
40%	0.97	0.45	0.76	0.20	0.91	0.54	0.85	0.54
50%	0.83	0.21	0.76	0.07	0.93	0.56	0.88	0.54
60%	0.75	0.15	0.80	0.05	0.75	0.29	0.25	0.10
70%	0.85	0.11	0.71	-0.01	0.75	0.29	0.40	0
80%	0.95	0.27	0.75	0	0.73	0.45	0.85	0.69
90%	0.86	0.21	0.81	0.09	0.78	0.53	0.88	0.69
100%	0.82	0.16	0.83	0.16	0.78	0.57	0.89	0.69

에서 에어포일 프로파일(11)의 상대적 두께(t/c)의 함수로서 정의되는, 상기 에어포일 형상(1)을 얻는 방법.

청구항 17

제10 항에 있어서,

하부 상대적 두께인 $(t/c)_{\min}$ 와 상부 상대적 두께인 $(t/c)_{\max}$ 사이에 있는 중간 상대적 두께(t/c)를 가지는 중간 두꺼운 에어포일 프로파일(11)을 형성하는 각 점의 좌표(u, v)는, 하부 상대적 두께인 $(t/c)_{\min}$ 를 가지는 제1 에어포일 프로파일과, 상부 상대적 두께인 $(t/c)_{\max}$ 를 가지는 제2 에어포일 프로파일(11)로부터의 보간에 의해 정의되는, 상기 에어포일 형상(1)을 얻는 방법.

청구항 18

제17 항에 있어서,

상대적 두께(t/c)를 갖는 중간 두꺼운 에어포일 프로파일(11)의 각 점의 세로좌표(v)는 다음 관계식, 즉

$$v = \frac{(t/c) - (t/c)_{\min}}{(t/c)_{\max} - (t/c)_{\min}} v_{\max} + \left[1 - \frac{(t/c) - (t/c)_{\min}}{(t/c)_{\max} - (t/c)_{\min}} \right] v_{\min}$$

에 의해 결정되고,

이 경우 $v_{\min}$ 은 중간 두꺼운 에어포일 프로파일(11)의 좌표점(u,v)과 동일한 가로좌표(u)를 가지는 제1 에어포일 프로파일(11)의 점에 관한 제1 세로좌표이고, $v_{\max}$ 는 중간 두꺼운 에어포일 프로파일(11)의 좌표점(u,v)과 동일한 가로좌표(u)를 가지는 제2 에어포일 프로파일(11)의 점에 관한 제2 세로좌표인, 상기 에어포일 형상(1)을 얻는 방법.

청구항 19

제10 항에 있어서,

상기 방법은, 리딩 에지(15)로부터 트레일링 에지(16) 쪽으로 제1 기류에 의해 스위핑될 때와, 트레일링 에지(16)로부터 리딩 에지(15) 쪽으로 제2 기류에 의해 스위핑될 때의, 상기 에어포일 프로파일(11)의 공기역학적 거동을 시뮬레이션하기 위한 첫 번째 시뮬레이션 부가 단계(104)를 포함하는, 상기 에어포일 형상(1)을 얻는 방법.

청구항 20

제10 항에 있어서,

상기 방법은, 상기 두꺼운 에어포일 프로파일(11)을 결정하는 결정 단계(103) 동안에 정의된 상기 에어포일 프로파일(11)을 결합함으로써, 두꺼운 에어포일 형상(1)을 정의하기 위한 두 번째 정의 부가 단계(105)를 포함하는,

상기 에어포일 형상(1)을 얻는 방법.

청구항 21

제20 항에 있어서,

상기 방법은 두꺼운 에어포일 형상(1)을 얻기 위한 세 번째 획득 부가 단계(106)를 포함하는, 상기 에어포일 형상(1)을 얻는 방법.

발명의 설명

기술 분야

관련 출원에 대한 상호 참조

본 출원은, 전체 내용이 본 명세서에 참조로 통합된, 2017년 12월 22일에 출원된 FR 1771420의 이익을 주장한다.

기술 분야

본 발명은 에어포일 표면들에 관한 것이고, 더 구체적으로는 회전익을 형성하는 에어포일 표면에 관한 것이다.

본 발명은 블레이드 넥(neck) 또는 블레이드 커프(cuff)를 형성하기 위한 두꺼운 에어포일 형상과, 그러한 두꺼운 에어포일 형상을 가지는 로터에 관한 것이고, 그러한 로터를 가지는 회전익기에 관한 것이다. 본 발명은 또한 그러한 두꺼운 에어포일 형상을 얻기 위한 방법에 관한 것이다.

배경 기술

회전익기는 하나 이상의 리프트 로터(lift rotor)를 지니는 동체를 가진다. 이러한 동체는 항공기에 공기역학적 안정성을 제공하기 위해 하나 이상의 안정 장치(stabilizer)와, 또한 요(yaw)에 있어서의 토크를 무효로 하기 위한 테일 로터를 지니고 있기 위해 사용될 수 있는 테일 붐(tail boom)에 의해 후방으로 세로로 연장된다. 회전익기는 또한 동체의 어느 한쪽 상에 추진하는 프로펠러들을 구성하고 높은 전진 속도가 얻어질 수 있게 하는 로터들을 가질 수 있다. 그러한 항공기는 일반적으로 "하이브리드 헬리콥터들"이라고 지칭된다.

리프트 로터, 안티-토크 테일 로터, 또는 실제로 추진하는 프로펠러와 같은 각각의 로터는 회전 허브(hub)와 복수의 블레이드를 포함한다. 각각의 블레이드는 허브에 연결되고 그러한 허브에 의해 회전 구동된다.

보통, 그러한 블레이드는 허브에 고정되어야 하는 "블레이드 루트(root)"라고 불리는 제1 단부(end)로부터 자유로운 제2 단부까지 세로로 날개 길이 방향으로 연장한다. "세로의(longitudinal)"라는 용어는 블레이드의 스패ן(span) 방향에 있는 것으로 이해되어야 한다는 점을 알아차려야 한다. 또한, 블레이드는 블레이드의 익현(chord)들을 따라서 리딩 에지(leading edge)로부터 트레일링(trailing) 에지까지 가로로 연장한다. 특히, 블레이드는 외부 덮개(covering)와, 로터의 회전 중심에 대한 각각의 주어진 로터 반경에서 날개 길이 방향으로 방사상으로 위치하는 연속적인 단면(cross-section)들을 포함한다. 각각의 단면은 에어포일 프로파일(profile)에 의해 정의된다.

블레이드는 블레이드 루트(root), 유선형부, 및 블레이드 루트를 유선형부의 시작(start) 반경에 연결하는 블레이드 넥(neck)을 포함한다. 유선형부는 블레이드의 공기역학적 성능 전부와 특히 블레이드의 양력(lift)을 실질적으로 제공하고, 유선형부는 더 크거나 더 짧은 길이를 갖는 블레이드의 부분을 나타낸다. 유선형부의 "시작 반경(start radius)"이라는 용어는 좁거나 끝이 가늘어지는 트레일링 에지를 가지는 에어포일 프로파일들이 되기 시작하는 블레이드의 반경을 의미하기 위해 사용된다.

예를 들면, 항공기 로터 블레이드들의 유선형부용으로 빈번하게 사용되는 기존의 에어포일 프로파일들은, NACA(National Advisory Committee for Aeronautics), 또는 OA 패밀리(family)들이 예를 들면 문서 FR2626841과 FR2765187에서 설명되는 Onera(OA) [프랑스 국립 항공우주 연구소]와 같은 조직체들에 의한 패밀리들에서 정의된다.

보통, 블레이드 넥의 단면들은 첫 번째로는 유선형부의 시작부(start)와 블레이드 루트 사이의 기하학적 접합점에 의해 정의되고, 두 번째로는 블레이드 넥 상에 두꺼운 에어포일 형상을 가지게 함으로써 정의된다.

블레이드는, 특히 그것의 공기역학적 항력과 그것이 발생시키는 반류(wake)를 감소시키기 위해, 정형(fair)될

수 있는 구조적 접합 장치에 의해 로터의 허브에 연결된다. 그러한 구조적 접합 장치는 일반적으로 "커프(cuff)"라고 불린다.

- [0013] 회전익기는 순항 비행시 높은 전진 속도로 그리고 매우 낮은 전진 속도로 모두 비행할 수 있고, 또한 호버링(hovering)을 할 수 있다는 장점을 나타낸다.
- [0014] 로터가 회전하는 동안과 항공기의 전진 비행 동안에, 블레이드의 회전이 항공기의 뒤쪽으로부터 항공기의 앞쪽으로 움직일 때 블레이드는 "나아가는(advancing)" 블레이드라고 말해진다. 이에 반해, 블레이드의 회전이 항공기의 앞쪽으로부터 항공기의 뒤쪽으로 움직일 때 블레이드는 "후퇴하는(retreating)" 블레이드라고 말해진다.
- [0015] 호버링하는 동안 또는 매우 낮은 전진 속도로 비행하는 동안에, 각각의 블레이드는 그것이 나아가거나 후퇴하는지에 관계없이, 주로 로터의 회전에 의해 발생되고, 그 결과로서 블레이드의 회전에 의해 발생된 것과 실질적으로 같은 기류에 의해 스윙핑된다. 이러한 기류는 공기역학적 힘들이 나타나게 하고, 특히 항공기를 공중에 떠 있게 하기 위해 들어올리는 공기역학적 힘이 나타나게 한다.
- [0016] 더 높은 진행 속도로 순방향 비행하는 동안에는, 각각의 블레이드가 2개의 기류에 의해 스윙핑된다. 첫 번째로는, 제1 기류가 로터의 회전에 의해 발생되고, 두 번째로는 항공기 전진에 의해 제2 기류가 발생된다. 나아가는 블레이드의 경우, 이들 2개의 기류가 함께 작용하는데 반해, 후퇴하는 블레이드의 경우에는 이들 2개의 기류가 반대로 작용한다. 이들 2개의 기류는 공기역학적 힘들이 나타나게 하고, 특히 항공기를 공중에 떠 있게 하고, 가능하게는 또한 항공기를 추진하기 위한 공기역학적 양력이 항공기의 전방으로의 움직임에 반대하는 경향이 있는 공기역학적 항력과 함께 나타나게 한다.
- [0017] 더군다나, 나아가는 항공기에 의해 발생된 제2 기류를 통과하는 로터는 로터의 뒤쪽에서 만들어지는 반류를 일으킨다. 이러한 반류는 큰 폭의 불안정함과 조화(harmonic) 타입, 브로드밴드(broadband) 타입, 또는 실제로는 이들 모두가 중첩된 빈번함 징후(frequency signature)를 제공할 수 있다. 이들 불안정함은 특히 로터의 중앙부분을 구성하는 요소들, 즉 허브, 블레이드 넥들, 및 커프들의 형상들, 2개의 기류와의 공기역학적 상호작용들, 및 블레이드들과 커프들의 회전, 그리고 그러한 회전 동안에, 그리고 특히 "역 흐름(reverse flow) 구역"이라고 부르는 로터의 존(zone)에서 그것이 변화할 때의 기류에 대한 그것들의 배향(orientation)들로 인한 것이다.
- [0018] 이러한 불안정성은, 메인 로터 뒤, 그리고 특히 항공기의 테일 붐과 수평 안정 장치 또는 수직 안정 장치 상에 있는 항공기의 요소들에 대한 그것들의 영향의 결과로서, 항공기의 비행을 감소시키는 특별한 결과들을 가지고, 이 경우 메인 로터 뒤에 있는 요소들은 크게 교란되는 공기가 공급되며, 또한 "테일-셰이크(tail-shake)"라고도 알려진 현상인, 이들 요소에서 나타나는 진동들의 결과들을 가진다. 이러한 진동은 항공기의 구조에 의해 항공기의 객실에 전달되고, 그로 인해 승무원에게 불쾌감을 발생시키며, 아마도 또한 탑재된 장비에도 손상을 끼치게 된다.
- [0019] 역 흐름 구역은 블레이드의 회전으로 인한 제1 기류의 국지적 속도가 항공기가 나아감으로 인한 제2 기류의 병진 운동(translation)시의 속도보다 작은 영역이다. 이러한 역 흐름 구역은 로터의 허브에 가까운, 후퇴하는 블레이드에 대응하는 방위각 섹터(azimuth sector)에 있다. 이러한 역 흐름 구역은 일반적으로 전진비(advancing ratio)에 따라, 블레이드 커프, 블레이드 넥, 및 또한 블레이드의 유선형부의 더 길거나 더 짧은 부분(fraction)에 영향을 미치고, 이 경우 진행비는 오직 로터의 회전으로 인한 블레이드의 끝 부분(tip)에서의 속도 성분으로 나누어진 항공기의 진행 속도의 비로서 정의되고, 이러한 진행비가 클수록 역 흐름 구역의 방위각과 날개 길이(span)가 더 커진다.
- [0020] 또한, 허브에 가까운 로터의 이들 요소에 대한 전진하는 항공기에 의해 발생된 제2 기류의 입사각은 로터의 이들 요소의 근처에서는 항공기 동체, 그리고 특히 항공기의 파워 플랜트(power plant)를 보호하는 커버(cover)들의 존재에 의해 수정될 수 있다. 그러한 상황에서, 허브에 가까운 이들 로터 요소들 위에서 스윙핑하는 결합된 기류는 전진하는 블레이드와 후퇴하는 블레이드 모두에 관해 증가된 입사각을 가질 수 있고, 그러한 입사각은 보통 0° 와 10° 사이의 각이 된다.
- [0021] 따라서, 역 흐름 구역에 포함된 로터 요소들은 그것들의 허브 주위에서의 결합된 회전 움직임 동안과, 전진하는 항공기와 연관된 병진 운동시에, 양(positive)의 값이고 클 수 있는 입사각에서 역 흐름 구역에서의 트레일링 에지를 거쳐 그것들에 맞서 충돌하고 결합된 기류의 지배를 받는다. 따라서, 역 흐름 구역에 포함된 로터의 이들 요소의 형상은 일반적으로 이러한 반대로 입사하는 상대적 바람에는 알맞지 않고, 따라서 그것들의 공기역학적 거동의 질이 떨어진다. 특히, 많은 양의 기류의 분리가 나타나고, 공기역학적 항력에 관한 큰 값들이 수반된

다. 이들 로터 요소에는 또한 반류가 만들어지고, 반류의 불안정성 특징들이 나타난다.

[0022] 역 흐름 구역 바깥쪽에서, 그리고 전진하는 블레이드의 경우 결합된 기류는 기존 방식으로는 그것의 리딩 에지를 거쳐 로터의 요소들에 맞닿아 충돌하여, 이들 요소의 예상된 공기역학적 거동을 일으킨다. 그렇지만, 허브의 근처에서는 이러한 결합된 기류의 입사각이 상당할 수 있다. 따라서, 이들 로터 요소들의 허브 근처에서의 형상은 일반적으로 적절하지 않고, 아마도 반류와 관련하여 상당한 공기역학적 항력이 나타날 수 있다.

[0023] 또한, 이들 현상은 하이브리드 헬리콥터들의 경우에 확장될 수 있다. 즉 고속 전진시에는 하이브리드 헬리콥터가 로터의 회전 속도를 감소시킬 수 있다. 그 결과, 반대로 입사하는 국지적 바람은 증가된 속도를 가지고 역 흐름 구역에서 포함되는 이들 로터 요소의 트레일링 에지에 충돌한다.

[0024] 블레이드의 유선형부는 일반적으로 소위 "얇은" 에어포일 형상에 의해 형성되고, 이러한 얇은 형상의 각각의 에어포일 프로파일의 상대적인 두께는 아마도 13% 이하이다. 프로파일의 상대적 두께는 그것의 익현으로 나누어진 프로파일의 최대 두께의 비이고, 그 경우 그것의 익현은 프로파일의 리딩 에지와 트레일링 에지 사이의 거리라는 점이 상기되어야 한다. 이 경우 이러한 상대적인 두께는 백분율로서 표현된다. 블레이드의 넥과 커프는 정형될 때, 일반적으로 상대적 두께가 예컨대 20%와 150% 사이의 범위에 있을 정도로 더 큰 소위 "두꺼운(thick)" 형상들에 의해 형성된다.

[0025] 특히, 블레이드의 넥, 블레이드의 루트(root), 및 블레이드의 커프는 각각 정형될 때, 예를 들면 역 흐름 구역에서의 전진 비행 동안에 마주치기 쉬운 기류들의 특수한 특징들에 가능한 잘 적합하게 하기 위해 20%와 100% 사이의 범위에 있을 수 있는 상대적인 두께를 갖는 두꺼운 가짜-타원(pseudo elliptical) 형상을 제공할 수 있고, 이러한 기류들은 "전진하는" 블레이드 상에서는 리딩 에지로부터 트레일링 에지 쪽으로 향하는 기류와, "후퇴하는" 블레이드 상에서는 트레일링 에지로부터 리딩 에지 쪽으로 향하는 반대 방향의 기류이다. 또한, 두꺼운 가짜-타원 형상은 또한 블레이드 루트와 로터의 허브 사이의 구조적 접합 장치를 정형하는 역할도 한다.

[0026] 그러한 두꺼운 에어포일 형상은 공기역학적 양력을 발생시키는 주된 기능을 가지지 않고, 블레이드 넥에서의 블레이드에 관한 강성과 기계적 강도(strength)를 제공하는 기능을 가지거나 실제로는 블레이드와 로터 허브 사이의 구조적 접합 장치를 정형하는 커프에 의해 발생된 공기역학적 항력을 제한하는 기능을 가진다. 그렇지만, 그러한 두꺼운 가짜 타원 형상들은 많은 양의 기류 분리와 불안정성의 출현과 같은 결점들을 나타낸다. 또한, 비록 공기역학적 항력이 실제로 정형되지 않은 구조적 접합 장치와 비교해서 감소되더라도, 일반적으로 기존의(conventional) 회전익기에 의해 발생된 전체 공기역학적 항력의 10% 내지 15%에 상당한다. "기존의 회전익기"라는 용어는 테일 붐의 뒤쪽 끝에 위치한 안티-토크 테일 로터와 리프트 로터를 가지는 임의의 항공기를 망라하기 위해 사용된다.

[0027] 종래 기술은 기류에 의해 스윙핑된 두꺼운 에어포일 표면의 공기역학적 거동을 개선하기 위한 다양한 해결책을 포함한다.

[0028] 예를 들면, 문서 EP2593670, US5474425, 및 US2012/057987이 알려져 있고, 이들은 블레이드 루트가 두꺼운 프로파일에 의해 형성되는 풍력 터빈(winded turbine)용 블레이드들을 설명한다. 그렇지만, 이들 문서는 본 발명과는 관계가 적은데, 이는 그것들이 반대 방향의 기류들의 지배를 받지 않는 블레이드들에 관한 것이기 때문이다.

[0029] 회전익기 분야에서는, 트레일링 에지에 돌기(protuberance)가 배치될 수 있고, 아마도 로터 블레이드의 커프의 리딩 에지에 돌기가 배치될 수 있다. 이러한 돌기는 커프가 기류 안으로 관통하는 것을 촉진하는 역할을 하고, 그로 인해 전진하는 블레이드와 후퇴하는 블레이드 모두에 관한 공기역학적 방해가 등장하는 것을 제한한다.

발명의 내용

해결하려는 과제

[0030] 본 발명의 목적은 진술한 한계들을 감소시키고, 특히 전방향 비행시에 항공기의 로터에 의해 발생하는 공기역학적 방해를 제한하는 것으로, 구체적으로는 로터의 공기역학적 항력을 감소시키고 반류 발생을 제한함으로써 제한하는 것이다.

과제의 해결 수단

[0031] 본 발명은 항공기의 로터의 회전(rotary) 허브와 그러한 로터의 각각의 블레이드의 유선형부 사이에 배치하기 위한 두꺼운 에어포일 형상을 제공하고, 그러한 두꺼운 에어포일 형상은 기류 분리, 공기역학적 항력, 및 전진

하는 측(side)과 후퇴하는 측 모두에서의 두꺼운 에어포일 형상의 반류 발생을 감소시키는 역할을 한다.

[0032] 본 발명은 또한 블레이드의 넥을 구성하는 이러한 두꺼운 에어포일 형상을 포함하는 블레이드를 제공한다. 본 발명은 또한 회전익기용 로터와, 회전익기를 제공한다.

[0033] 본 발명은 그러한 두꺼운 에어포일 형상을 얻기 위한 방법도 제공한다. 이러한 방법은 첫 번째로는 그러한 두꺼운 에어포일 형상을 형성하는 두꺼운 에어포일 프로필들을 결정하고 두 번째로는 그러한 두꺼운 에어포일 형상을 얻는 역할을 한다. 그러므로 이들 두꺼운 에어포일 프로필은 두꺼운 에어포일 형상을 만들기 위해 사용된 몰드(mold)를 만들 때 또는 실제로는 두꺼운 에어포일 형상을 기계 가공하는 동안에 고려된다.

[0034] 그러므로 본 발명은 항공기의 로터의 회전 허브와, 로터의 블레이드의 유선형부 사이에 배치하기 위한 두꺼운 에어포일 형상을 제공하고, 이러한 두꺼운 에어포일 형상은 첫 번째로는 제1 엔드 존(end zone)으로부터 제2 엔드 존 쪽으로 세로 방향(X)에서 날개 길이 방향으로 연장하고, 두 번째로는 리딩 에지로부터 트레일링 에지까지 가로 방향(Y)에서 연장하며, 이러한 두꺼운 에어포일 형상은 날개 길이 방향의 세로 방향(X)에 수직인 가로 평면(P_{YZ})에 평행한 평면들에 있는 두꺼운 에어포일 프로필들이 연속된 것으로 이루어지며, 이 경우 각각의 두꺼운 에어포일 프로필은 흡입측 프로필과 압축측 프로필을 가지고, 각각의 두꺼운 에어포일 프로필은 리딩 에지와 트레일링 에지 사이의 익현(c), 익현(c)에 수직으로 측정된 압축측 프로필과 흡입측 프로필 사이의 최대 거리와 같은 최대 두께(t), 및 익현(c)으로 나누어진 최대 두께(t)의 비와 같은 상대적인 두께(t/c)에 의해 정의되며, 이러한 상대적인 두께(t/c)는 각각의 두꺼운 에어포일 프로필에 대해 20% 이상이다.

[0035] 각각의 에어포일 프로필은 극점(C0, C1, C2, C3)을 거쳐 지나가고, 각각의 극점(C0, C1, C2, C3)은 그 자체가 익현(c)의 방향에 의해 형성된 가로좌표 축(U)과, 가로좌표 축(U)에 수직인 세로좌표 축(V)에 의해 정의되고 에어포일 프로필에 첨부된 기준(reference) 프레임(U, V)에서 정의되며, 가로좌표 축(U)과 세로좌표 축(V)의 하나의 단위(unit)은 익현(c)과 같고, 그러므로 각각의 에어포일 프로필의 익현(c)은 기준 프레임(U, V)에서의 유닛 사이즈인 것으로 고려되며, 좌표(1, 0)의 제1 극점(C0)은 리딩 에지에 위치하고, 좌표(0, 0)의 제2 극점(C2)은 트레일링 에지에 위치하며, 제3 극점(C1)과 제4 극점(C3)은 에어포일 프로필의 최대 두께(t)를 형성한다.

[0036] 가로 방향(Y)은 날개 길이의 세로 방향(X)에 수직인 것이 바람직하다. 우측 손 직사각형 기준 프레임(X, Y, Z)을 형성하기 위해, 세로 방향(X)과 가로 방향(Y)에 수직이 되게 높이 방향(Z)이 정의된다. 그러므로 세로 방향(X)에 수직인 가로 평면(P_{YZ})은 가로 방향(Y)과 높이 방향(Z)에 의해 정의된다.

[0037] 본 발명의 두꺼운 에어포일 형상은, 제3 극점(C1)과 제4 극점(C3)에서의 각각의 에어포일 프로필에 대한 접선(tangent)들이 가로좌표 축(U)에 평행하게 정의되고, 제3 극점(C1)과 제4 극점(C3)의 좌표들(u_{Ci} , v_{Ci})이 상대적 두께(t/c)의 함수로서 정의되며 다음 표에서 주어진 낮은 값들(B)과 높은 값들(H)에 의해 경계가 정해진 범위들 내에 있다는 점이 주목할 만한 것이다.

t/c		u_{C_1}	v_{C_1}	u_{C_3}	v_{C_3}
20%	B	0.55	0.12	0.55	-0.08
	H	0.70	0.16	0.75	-0.04
25%	B	0.63	0.14	0.55	-0.11
	H	0.73	0.19	0.75	-0.06
30%	B	0.65	0.18	0.62	-0.12
	H	0.75	0.22	0.72	-0.08
35%	B	0.65	0.20	0.62	-0.15
	H	0.75	0.24	0.73	-0.11
40%	B	0.48	0.23	0.45	-0.17
	H	0.63	0.28	0.65	-0.12
50%	B	0.35	0.28	0.37	-0.22
	H	0.49	0.37	0.57	-0.13
60%	B	0.25	0.34	0.30	-0.26
	H	0.42	0.45	0.50	-0.15
70%	B	0.20	0.44	0.20	-0.26
	H	0.40	0.56	0.30	-0.14
80%	B	0.36	0.47	0.19	-0.33
	H	0.52	0.57	0.31	-0.23
90%	B	0.37	0.47	0.20	-0.43
	H	0.52	0.59	0.30	-0.31
100%	B	0.40	0.45	0.22	-0.55
	H	0.50	0.60	0.32	-0.40

[0038]

- [0039] 이러한 두꺼운 에어포일 형상은 항공기의 로터에 배치하고, 특히 블레이드의 블레이드 루트를 블레이드의 유선 형부, 더 정확하게는 상기 유선형부의 시작 반경에 연결하는 블레이드 넥을 형성하거나 블레이드를 로터의 허브에 연결하는 구조적 접합 장치를 정형하는 블레이드 커프를 형성하기 위한 것이다. 로터는 리프트 로터, 안티-토크 테일 로터, 또는 실제로는 항공기의 추진 프로펠러일 수 있다.
- [0040] 항공기의 로터는 하나의 회전 허브와, 그러한 회전 허브에 의해 회전 구동되는 적어도 2개의 블레이드를 포함하고, 이러한 블레이드 각각은 구조적 접합 장치에 의해 허브에 연결되어 있다. 블레이드는 블레이드 루트, 유선 형부, 및 블레이드 넥을 포함하고, 이러한 유선형부는 얇은 에어포일 프로파일들에 의해 바람직하게 형성되는 블레이드의 더 크거나 더 적은 길이를 갖는 부분을 나타낸다. 이러한 유선형부는 블레이드의 공기역학적 성능의 주요 부분을 제공하고, 특히 그것의 양력의 공기역학적 성능의 주요 부분을 제공한다.
- [0041] 제3 극점(C1)과 제4 극점(C3)의 좌표(u_{Ci} , v_{Ci})들에 의해 경계가 정해진 이들 범위는, 두꺼운 에어포일 형상의 각각의 에어포일 프로파일에서의 많은 양의 비틀어짐을 유리하게 회피하기 위해, 이들 제3 극점(C1)과 제4 극점(C3)의 가로좌표 축들이 제1 범위[0.15c, 0.85c]에 있을 것을 요구한다. 구체적으로, 이는 제3 극점(C1)과 제4 극점(C3)이 리딩 에지와 트레일링 에지에 가까운, 즉 제1 극점(C0)에 대응하는 리딩 에지로부터와, 제2 극점(C2)에 대응하는 트레일링 에지로부터 시작하여 측정된 것처럼 익현(c)의 15%를 포함하는 존(zone)들에 있는 것을 금지하고, 이는 각각의 에어포일 프로파일의 최대 두께(t)가 제1 범위를 포함하는 각각의 에어포일 프로파일의 중앙 존에 있다는 것을 의미한다.
- [0042] 따라서, 각각의 에어포일 프로파일의 중앙 존은 상당한 높이와 폭의 직사각형 섹션이나, 심지어 예컨대 두꺼운 에어포일 형상이 블레이드 커프를 구성할 때 구조적 접합 장치를 받는 것을 가능하게 하는 정사각형 섹션을 포함할 수 있다. 각각의 에어포일의 이러한 중앙 존은 또한 두꺼운 에어포일 형상이 블레이드 넥을 형성할 때, 블레이드 넥이 상당한 기계적 강도와 강성을 나타내는 것을 보장하는 역할을 한다.
- [0043] 또한, 제3 극점(C1)과 제4 극점(C3)의 좌표(u_{Ci} , v_{Ci})들에 의해 경계가 정해진 이들 범위는 흡입측 프로파일 상에 있는 제3 극점(C1)의 세로좌표가 첫 번째로는 에어포일 프로파일 상에 캠버(camber)가 있게 강제하고 두 번째로는 그러한 캠버를 제한하도록 제2 범위[0.02(t/c), 0.98(t/c)]에 있다. 그 결과, 에어포일 프로파일은 과도한 캠퍼가 있는 에어포일 프로파일을 얻는 것을 회피하면서 가운데가 위로 휘게 만들어진다. 또한, 제4 극점(C3)의 세로 좌표는 세로좌표 축(v)에 평행하게 측정된 제3 극점(C1)과 제4 극점(C3) 사이의 거리가 에어포일 프로파일의 최대 두께(t)와 같아지도록 정해진다.
- [0044] 이러한 식으로 정의된 바와 같은 두꺼운 에어포일 형상은, 항공기의 순방향 비행 동안에 전진하는 블레이드와 후퇴하는 블레이드 모두에 관한 기류의 분리를 감소시키는 역할을 유리하게 한다. 구체적으로, 그러한 두꺼운 에어포일 형상은 특히 후퇴하는 블레이드에 관한 두꺼운 에어포일 형상의 기류 내로의 관통을 개선하는 역할을 하고, 그럴 경우 기류는 트레일링 에지로부터 리딩 에지 쪽으로 흐르지만, 전진하는 블레이드에 관한 기류 내로의 그러한 관통의 질을 떨어뜨리지 않고서 이루어지며, 그러한 상황에서의 두꺼운 에어포일 형상의 양력 대 항력 비(lift-to-drag ratio)는 최대로 된다. 구체적으로, 이러한 두꺼운 에어포일 형상은 로터의 완전한 1회전 동안에 블레이드들의 상이한 방위각 위치들에 대응하게, 매우 상이한 흐름 상태에 적합하게 된다. 특히, 회전하는 동안 후퇴하는 중에 있으면서 두꺼운 에어포일 형상의 공기역학적 거동의 상당한 개선이 존재한다.
- [0045] 그 결과, 이러한 두꺼운 에어포일 형상은 발생하는 공기역학적 항력과 만들어지는 반류를 감소시키는 역할을 하고, 또한 반류에 담겨진 불안정성의 폭과 또한 반류의 빈번함 징후 모두를 제한하는 역할을 한다.
- [0046] 그러한 두꺼운 에어포일 형상을 이용하지 않는 항공기에서의 로터의 블레이드들의 블레이드 넥들은 순방향 비행 시 기존 항공기의 전체 공기역학적 항력의 약 7% 내지 10%에 대해서 책임이 있고, 커프들은 전체 공기역학적 항력의 약 10% 내지 15%에 대해 책임이 있다. 따라서, 본 발명의 두꺼운 에어포일 형상에 의해 발생된 공기역학적 항력을 감소시키는 것은, 로터의 각각의 블레이드의 커프 및/또는 블레이드 넥에 인가될 때, 항공기의 전체 공기역학적 항력에서의 약 17% 내지 25%의 감소를 얻는 역할을 하고, 따라서 순방향 비행시 항공기의 성능에 있어서의 상당한 이득을 제공하는 역할을 한다.
- [0047] 또한, 이러한 블레이드 넥들과 블레이드 커프들의 공기역학적 항력에서의 감소는 또한 회전익기의 호버링 비행 동안에 영향을 미치고, 그로 인해 호버링 하는 동안에 로터 토크를 감소시키는 것을 가능하게 한다.
- [0048] 본 발명의 두꺼운 형상의 각각의 에어포일 프로파일은, 특히 공기역학적 항력과 반류와 같은 공기역학적 교란의 출현을 유리하게 제한하는 역할을 하고, 이는 리딩 에지로부터 트레일링 에지 쪽으로 기류가 에어포일 프로파일을 스윕할 때와 트레일링 에지로부터 리딩 에지 쪽으로 기류가 더 스윕할 때 모두에 대해 그러하다. 구체적으

로, 각각의 에어포일 프로파일의 양력 대 항력 비는 예컨대 5° 내지 15° 의 범위에 있는 양의 입사각을 가지고, 리딩 에지로부터 트레일링 에지 쪽으로 그것을 스윙핑하는 기류에 관해 최대가 된다. 마찬가지로, 공기역학적 항력은 예컨대 165° 내지 175° 의 범위에 있는 양의 입사각을 가지고, 트레일링 에지로부터 리딩 에지 쪽으로 그것을 스윙핑하는 기류에 관해 최소가 된다.

[0049] 이러한 두꺼운 에어포일 형상의 에어포일 프로파일들은 또한 블레이드 넥들과 블레이드 커프들에서 기존에 사용되는 에어포일 프로파일들에 비해 항공기의 호버링 비행 및 순방향 비행에서 발생된 공기역학적 양력을 유리하게 증가시키는 역할을 한다. 이러한 양력 증가는 항공기의 로터의 공기역학적 성능에 관한 이용 가능한 마진(margin)을 증가시키는 것과, 허브에 가까운 각각의 블레이드의 이러한 존에 의해 구동된 아래쪽으로의(downstream) 기류를 증가시키는 데 기여한다. 이러한 아래쪽으로 구동된 기류의 증가는 저속 전진 또는 호버링할 때와 같은 특정 비행 상황에서 성능의 큰 향상을 달성하는 것을 가능하게 하고, 동시에 항공기의 엔진이 자체적으로 만들어낸 배기가스를 빨아들이는 것을 가져올 수 있는 공기 재순환의 임의의 위험을 감소시킨다.

[0050] 게다가, 각각의 에어포일 프로파일 형성을 곡선(curve)들은 피치(pitch)의 어떠한 반전도 없이 불록해질 필요가 있다. 구체적으로, 굴곡점, 또는 뾰족한 끝(cusp) 또는 실제로는 에어포일 프로파일에서의 피치 반전의 존재는 찾은 목표(looked-for objective)들과 양립하지 않는 방식으로 에어포일 프로파일의 공기역학적 성능의 더 크거나 더 적은 품질 저하의 결과를 가지게 된다.

[0051] 각각의 에어포일 프로파일 관해, 제3 극점(C1)과 제4 극점(C3)의 좌표(u_{C1} , v_{C1})들에 관한 최적화된 값들은 다음 표에서의 에어포일 프로파일의 상대적 두께(t/c)의 함수로서 정의된다.

t/c	u_{C1}	v_{C1}	u_{C3}	v_{C3}
20%	0.65	0.148	0.65	-0.052
25%	0.71	0.17	0.66	-0.08
30%	0.72	0.20	0.66	-0.10
35%	0.69	0.22	0.68	-0.13
40%	0.55	0.26	0.51	-0.14
50%	0.42	0.325	0.42	-0.175
60%	0.32	0.39	0.35	-0.21
70%	0.31	0.50	0.23	-0.20
80%	0.42	0.54	0.24	-0.28
90%	0.44	0.555	0.26	-0.345
100%	0.445	0.565	0.275	-0.435

[0052]

[0053] 또한, 제1 극점(C0)과 제2 극점(C2), 즉 각각의 에어포일 프로파일의 리딩 에지와 트레일링 에지에서의 두꺼운 에어포일 형상의 각각의 에어포일 프로파일의 접선은 세로좌표 축(V)에 평행하게 되도록 강제되고 정의될 수 있다.

[0054] 또한, 이들 표 중 하나에 제공된 것처럼, 하부(lower) 상대적 두께인 $(t/c)_{\min}$ 과 상부(upper) 상대적 두께인 $(t/c)_{\max}$ 사이에 있는 중간 상대적 두께인 t/c 의 중간 두께의 에어포일 프로파일들은, 하부 상대적 두께인 $(t/c)_{\min}$ 과 상부 상대적 두께인 $(t/c)_{\max}$ 에 대응하는 2개의 두꺼운 에어포일 프로파일로부터의 보간(interpolation)에 의해 얻어질 수 있다. 그럴 경우 이들 두꺼운 에어포일 프로파일은 알맞게 최적화되었다고 얘기할 수 없는데, 이는 그것들이 최적화 과정의 결과가 아니고, 최적화되는 2개의 두꺼운 에어포일 프로파일 사이의 보간의 결과이기 때문이다.

[0055] 그렇지만, 그러한 중간 두께의 에어포일 프로파일들은 유리하게 찾은 목표들에 가까워지거나 실제로 그러한 목표들을 달성하는 역할을 최적화된 과정을 구현해야 하지 않으면서 이행한다.

[0056] 중간의 두꺼운 에어포일 프로파일을 형성하는 각각의 점의 좌표(u, v)는, 예컨대 전술한 표들 중 하나로부터 구성된 것과 같은, 하부 상대적 두께인 $(t/c)_{\min}$ 를 가지는 제1 에어포일 프로파일과, 상부 상대적 두께인 $(t/c)_{\max}$ 를 가지는 제2 에어포일 프로파일로부터, 예컨대 1차, 2차, 또는 몇몇 다른 차수를 갖는 보간과 같은 다항식 보간법과 같은 보간에 의해 정의된다.

[0057] 상대적 두께(t/c)를 갖는 중간의 두꺼운 에어포일 프로파일의 각각의 점의 세로좌표(v)는 예를 들면 다음 관계식,

즉

$$v = \frac{\left(\frac{t}{c}\right) - \left(\frac{t}{c}\right)_{\min}}{\left(\frac{t}{c}\right)_{\max} - \left(\frac{t}{c}\right)_{\min}} v_{\max} + \left[1 - \frac{\left(\frac{t}{c}\right) - \left(\frac{t}{c}\right)_{\min}}{\left(\frac{t}{c}\right)_{\max} - \left(\frac{t}{c}\right)_{\min}}\right] v_{\min}$$

[0058]

[0059]

을 사용하는 1차 보간에 의해 결정되고, 이 경우 $v_{\min}$ 은 중간의 두꺼운 에어포일 프로파일의 좌표점(u,v)과 동일한 가로좌표($\underline{u}$)를 가지는 제1 에어포일 프로파일의 점에 관한 제1 세로좌표이고, $v_{\max}$ 는 중간의 두꺼운 에어포일 프로파일의 좌표점(u,v)과 동일한 가로좌표($\underline{u}$)를 가지는 제2 에어포일 프로파일의 점에 관한 제2 세로좌표이다.

[0060]

본 발명은 또한 전술한 바와 같은 두꺼운 에어포일 형상을 가지는 블레이드, 유선형부, 및 블레이드 루트를 제공하고, 이러한 두꺼운 에어포일 형상은 블레이드 루트를 유선형부에 연결하는 블레이드 넥을 구성한다.

[0061]

본 발명은 또한 하나의 허브와 적어도 2개의 블레이드를 포함하는 항공기 로터를 제공하고, 이러한 블레이드 각각은 유선형부와 블레이드 루트를 가진다. 각각의 블레이드는 전술한 바와 같은 두꺼운 에어포일 형상을 포함하고, 이러한 두꺼운 에어포일 형상은 블레이드 넥을 구성하며 로터에 의한 반류의 발생과 공기역학적 항력을 감소시키고 따라서 반류에 담긴 불안정성의 폭을 제한하고 로터가 회전하고 항공기가 전진하는 동안의 반류의 빈번함 징후를 감소시키도록 블레이드 루트를 유선형부에 연결한다. 이러한 로터는 리프트 로터, 안티-토크 테일 로터, 또는 실제로는 항공기의 추진 프로펠러일 수 있다.

[0062]

본 발명은 또한 1개의 허브, 적어도 2개의 블레이드, 및 각각의 구조적 접합 장치를 정형하는 역할을 하는 커프들과 함께 허브에 각각의 블레이드를 각각 연결하는 구조적 접합 장치들을 포함하는 항공기 로터를 제공한다. 각각의 커프는 로터로부터의 반류의 발생과 공기역학적 항력을 감소시키고 또한 반류에 담긴 불안정성의 폭을 제한하며, 항공기가 전진하면서 로터가 회전하는 동안에 반류의 빈번함 징후를 감소시키도록 전술한 바와 같은 두꺼운 에어포일 형상에 의해 유리하게 형성된다. 이러한 로터는 리프트 로터, 안티-토크 테일 로터 또는 실제로는 항공기의 추진 프로펠러일 수 있다.

[0063]

본 발명은 또한 1개의 허브, 적어도 2개의 블레이드, 구조적 접합 장치들, 및 커프들을 포함하는 항공기 로터를 제공한다. 각각의 커프와 각각의 블레이드 넥은, 특히 로터로부터의 반류의 발생과 공기역학적 항력을 최소화하도록 전술한 바와 같은 두꺼운 에어포일 형상에 의해 유리하게 형성된다. 이러한 로터는 리프트 로터, 안티-토크 테일 로터, 또는 실제로는 항공기의 추진 프로펠러일 수 있다.

[0064]

마지막으로, 본 발명은 동체, 테일 붐, 선택적으로는 적어도 하나의 수평 및/또는 수직 안정 장치, 및 전술한 바와 같은 적어도 하나의 로터를 포함하는 회전익기를 제공한다. 그러므로 각각의 로터는 첫 번째로는 반류를 그 특징으로 하는 불안정성과 함께 로터로부터의 반류의 발생을 감소시키고, 두 번째로는 로터 뒤에 있는 항공기의 요소들, 특히 만약 있다면 테일 붐과 각각의 안정 장치에서의 진동의 출현과 빈번함 여기(frequency excitation)를 제한하도록 유리하게 구성된다.

[0065]

본 발명은 또한 항공기의 로터의 회전 허브와 로터의 블레이드의 유선형부 사이에 배치하기 위한 것인, 전술한 바와 같은 두꺼운 에어포일 형상을 얻는 방법을 제공하고, 이러한 경우 두꺼운 에어포일 형상은 첫 번째로는 제 1 엔드 존으로부터 제2 엔드 존 쪽으로 세로 방향(X)에서 날개 길이 방향으로, 그리고 두 번째로는 리딩 에지로부터 트레일링 에지까지 가로 방향(Y)에서 연장하고, 이러한 두꺼운 에어포일 형상은 날개 길이 세로 방향(X)에 수직인 가로 평면(P_{YZ})에 평행한 평면들에 있는 두꺼운 에어포일 프로파일들이 연속된 것으로 이루어지며, 각각의 두꺼운 에어포일 프로파일은 흡입측 프로파일과 압축측 프로파일을 가지고, 각각의 두꺼운 에어포일 프로파일은 리딩 에지와 트레일링 에지 사이의 익현($\underline{c}$), 익현($\underline{c}$)에 수직으로 측정된 압축측 프로파일과 흡입측 프로파일 사이의 최대 거리와 같은 최대 두께($\underline{t}$), 및 익현($\underline{c}$)으로 나누어진 최대 두께($\underline{t}$)의 비와 같은 상대적 두께($\underline{t}/\underline{c}$)에 의해 정의되며, 이러한 상대적 두께($\underline{t}/\underline{c}$)는 각각의 두꺼운 에어포일 프로파일에 대해 20% 이상이다.

[0066]

두꺼운 에어포일 형상을 얻는 이러한 방법은 두꺼운 에어포일 형상을 이루는 각각의 에어포일 프로파일을 정의하기 위해 다음 단계들, 즉

[0067]

- 에어포일 프로파일에 속하는 $m+1$ 개의 특징점($A_0, \dots, A_i, \dots, A_m$)을 생성하기 위한 제1 생성 단계로서, i 는 0 내지 m 의 범위에 있는 양의 정수이고, 각각의 특징점 A_i 는 에어포일 프로파일에 첨부된 기준 프레임(U, V)에서 정의되고 익현($\underline{c}$)의 방향에 의해 형성된 가로좌표 축(U)과 가로좌표 축(U)에 수직인 세로좌표 축(V)에 의해 정의되며,

가로좌표 축(U)과 세로좌표 축(V) 중 하나의 유닛(unit)은 익현(c)과 같고, 각각의 에어포일 프로파일의 익현(c)은 유닛 길이의 것으로 간주되는, 제1 생성 단계;

[0068] - 제어점들($Bi.1, \dots, Bi.j, \dots, Bi.n$)을 생성하기 위한 제2 생성 단계로서, n 개의 제어점($Bi.1, \dots, Bi.j, \dots, Bi.n$)은 2개의 연속 특징점($Ai, Ai+1$) 사이에 각각 위치하고, 2개의 연속적인 특징점($Ai, Ai+1$) 사이의 에어포일 프로파일을 구성하기 위한 구성점들이며, n 은 2 이상인 양의 정수이고, j 는 1과 n 사이의 범위에 있는 양의 정수이며, $(i+1)$ 은 j 가 m 과 같을 때 "0"인 값으로 대체되는, 제2 생성 단계; 및

[0069] - 에어포일 프로파일을 결정하기 위한 결정 단계로서, $(m+1)$ 개의 곡선이 각각 2개의 연속적인 특징점($Ai, Ai+1$)을 함께 연결하고 제어점($Bi.1, \dots, Bi.j, \dots, Bi.n$)으로부터 각각 구성되며, 이러한 $(m+1)$ 개의 곡선은 쌍으로 연결되어 두꺼운 에어포일 프로파일을 형성하고, 이러한 에어포일 프로파일은 극점들($C0, C1, C2, C3$)을 통과하며, 좌표 $(1, 0)$ 를 갖는 제1 극점($C0$)은 에어포일 프로파일의 리딩 에지에 위치하고, 좌표 $(0, 0)$ 를 갖는 제2 극점($C2$)은 에어포일 프로파일의 트레일링 에지에 위치하고, 제3 극점($C1$) 및 제4 극점($C3$)은 에어포일 프로파일의 최대 두께(t)를 형성하며, 제3 극점($C1$) 및 제4 극점($C3$)에서의 각각의 에어포일 프로파일의 접선들은 가로좌표 축(U)에 평행하게 정의되고, 기준 프레임(U, V)에서의 제3 극점($C1$) 및 제4 극점($C3$)의 좌표(uCi, vCi)들은 상대적 두께(t/c)의 함수로서 정의되며, 다음 표에 주어진 낮은 값(B)들과 높은 값(H)들에 의해 경계가 정해진 범위들 내에 있는, 결정 단계를 포함한다.

t/c		u_{C_1}	v_{C_1}	u_{C_3}	v_{C_3}
20%	B	0.55	0.12	0.55	-0.08
	H	0.70	0.16	0.75	-0.04
25%	B	0.63	0.14	0.55	-0.11
	H	0.73	0.19	0.75	-0.06
30%	B	0.65	0.18	0.62	-0.12
	H	0.75	0.22	0.72	-0.08
35%	B	0.65	0.20	0.62	-0.15
	H	0.75	0.24	0.73	-0.11
40%	B	0.48	0.23	0.45	-0.17
	H	0.63	0.28	0.65	-0.12
50%	B	0.35	0.28	0.37	-0.22
	H	0.49	0.37	0.57	-0.13
60%	B	0.25	0.34	0.30	-0.26
	H	0.42	0.45	0.50	-0.15
70%	B	0.20	0.44	0.20	-0.26
	H	0.40	0.56	0.30	-0.14
80%	B	0.36	0.47	0.19	-0.33
	H	0.52	0.57	0.31	-0.23
90%	B	0.37	0.47	0.20	-0.43
	H	0.52	0.59	0.30	-0.31
100%	B	0.40	0.45	0.22	-0.55
	H	0.50	0.60	0.32	-0.40

[0070]

[0071] 이러한 식으로 얻어진 바와 같은 각각의 두꺼운 에어포일 프로파일은 회전익기의 로터에 배치하기 위한 두꺼운 에어포일 형상을 정의하고 제작하기 위해 사용될 수 있다. 로터는 리프트 로터, 안티-토크 테일 로터, 또는 실제로는 항공기의 추진 프로펠러일 수 있다. 그럴 경우 두꺼운 에어포일 형상은 가로 평면(P_{VZ})에 평행한 평면들에 있는 두꺼운 에어포일 프로파일들이 연속된 것에 의해 형성된다. 이러한 두꺼운 에어포일 형상은 특히 블레이드의 블레이드 루트를 블레이드의 유선형부에 연결하는 블레이드 넥을 형성하도록 의도되거나, 실제로는 블레이드를 로터 허브에 연결하는 구조적 접합 장치를 정형하는 역할을 하는 블레이드 커프를 형성하도록 의도된다.

[0072] 그런 다음 두꺼운 에어포일 프로파일은 2개의 곡선 각각에 공통인 특징점(Ai)을 거쳐 각각 쌍으로 함께 연결되는 $(m+1)$ 개의 곡선에 의해 결정된다. 예를 들면, 하나의 그러한 곡선은 $n+1$ 도(degree)의 다항식, 다항식들에 의해 구분적으로 정의된 스플라인(spline), 또는 실제로는 $(n+1)$ 차의 베지어(Bezier) 곡선이고, 이 경우 n 은 곡선을 구성하기 위한 필수적이고 충분한 제어점들($Bi.j$)의 개수이다.

[0073] 각각의 곡선이 구성되는 것을 가능하게 하는 제어점들($Bi.j$)의 최소 개수는 2와 같다. 이러한 제어점들($Bi.j$)의 최소 개수는 2개의 연속적인 특징점($Ai, Ai+1$)을 함께 연결하는 곡선이 임의의 굴곡점들을 가지지 않는 것을 보장하는 역할을 한다. 제어점들($Bi.j$)의 개수(n)가 2와 같을 때에는, 2개의 연속적인 특징점($Ai, Ai+1$)을 연결하는 각각의 곡선은, 예를 들면 3도의 다항식이나 3차의 베지어 곡선으로 이루어진다. 이들 곡선을 제공하는데 사용될 수 있는 더 높은 차수의 곡선들은 에어포일 프로파일의 의해 형성된 두꺼운 에어포일 형상에 공기역학적인

불리한 조건(penalty)들을 발생시킬 수 있는 발진(oscillation)들을 포함하지 않는다.

[0074] 더 나아가, 에어포일 프로파일은 그러한 에어포일 프로파일을 특징짓는 역할을 하는 미리 결정된 극점(C0, C1, C2, C3)을 통과한다. 제3 극점(C1) 및 제4 극점(C3)의 가로좌표는 제1 범위[0.15c, 0.85c]에 유리하게 있고, 제3 극점(C1)의 세로좌표는 제2 범위[0.02(t/c), 0.98(t/c)]에 있다.

[0075] 이러한 식으로 본 발명의 방법에 의해 결정된 각각의 에어포일 프로파일은 특히 후퇴하는 블레이드에 관한 두꺼운 에어포일 형상의 기류 내로의 관통을 개선하는 역할을 하는, 전술한 형상을 유리하게 정의하고 구성하는 역할을 하고, 그럴 경우 그러한 기류는 트레일링 에지로부터 리딩 에지 쪽으로 흐르지만, 전진하는 블레이드에 관한 기류 내로의 관통의 질을 떨어뜨리지 않는다.

[0076] 더 나아가, 각각의 에어포일 프로파일 에 관해서는, 하나의 흔한(common) 특징점(Ai)에서 서로 연결된 2개의 곡선의 접선들은 그러한 흔한 특징점(Ai)에서의 에어포일 프로파일에서의 임의의 접선 불연속성을 회피하거나 실제로는 에어포일 프로파일에서의 뾰족한 끝이나 굴곡점의 출현을 회피하도록 그러한 흔한 특징점(Ai)에서 바람직하게 동일하다.

[0077] 더 나아가, 제1 극점(C0) 및 제2 극점(C2)에서의 에어포일 프로파일의 접선들, 즉 에어포일 프로파일의 리딩 에지 및 트레일링 에지는 세로좌표 축(V)에 평행한 것으로 정의될 수 있다.

[0078] 게다가, 제3 극점(C1) 및 제4 극점(C3)의 좌표들(u_{Ci} , v_{Ci})에 관한 최적화된 값들은 다음 표에서 에어포일 프로파일의 상대적 두께(t/c)의 함수로서 정의된다.

t/c	u_{C1}	v_{C1}	u_{C3}	v_{C3}
20%	0.65	0.148	0.65	-0.052
25%	0.71	0.17	0.66	-0.08
30%	0.72	0.20	0.66	-0.10
35%	0.69	0.22	0.68	-0.13
40%	0.55	0.26	0.51	-0.14
50%	0.42	0.325	0.42	-0.175
60%	0.32	0.39	0.35	-0.21
70%	0.31	0.50	0.23	-0.20
80%	0.42	0.54	0.24	-0.28
90%	0.44	0.555	0.26	-0.345
100%	0.445	0.565	0.275	-0.435

[0079]

[0080] 리딩 에지로부터 트레일링 에지 쪽으로와, 트레일링 에지로부터 리딩 에지 쪽으로 모두에 관해, 에어포일 프로파일을 스위핑하는 기류에 관한 찾은 목표들을 만족시키는 에어포일 프로파일에서 수렴될 때까지, 이들 3가지 주된 단계, 즉 특히 양력 대 항력 비를 최대화 하는 것, 최소로 된 공기역학적 항력을 발생시키는 것, 제한된 반류를 발생시키는 것을 한 번 더 그리고 반복적으로 실행될 수 있다.

[0081] 이들 단계는 계산 유닛이나 프로세서에 의해, 예컨대 두꺼운 에어포일 프로파일들을 최적화하기 위한 알고리즘을 적용함으로써 수행될 수 있다.

[0082] 본 발명의 방법은 또한 추가 단계들을 포함할 수 있다.

[0083] 본 발명의 방법은 찾은 목표에 대한 각각의 에어포일 프로파일을 유효하게 하는 역할을 하는 제1 추가 단계의 시뮬레이션을 포함할 수 있다. 예를 들면, 리딩 에지로부터 트레일링 에지 쪽으로의 제1 기류에 의해, 그리고 트레일링 에지로부터 리딩 에지까지의 제2 기류에 의해 스위핑될 때 각각의 에어포일 프로파일의 공기역학적 거동을 시뮬레이션하는 역할을 하는 적절한 디지털 시뮬레이션 소프트웨어를 사용하여 수행된다. 시뮬레이션의 결과들에 따라서, 이전 단계들이 필요시 한 번 더 수행될 수 있다. 이러한 추가적인 제1 시뮬레이션 단계는 또한 굴곡점들 또는 뾰족한 끝들, 또는 각각의 에어포일 프로파일 에 관한 피치의 반전이 없음을 입증하는 역할을 한다.

[0084] 본 발명의 방법은 에어포일 프로파일을 결정하는 단계들 동안에 정의된 에어포일 프로파일들을 결합하여 두꺼운 에어포일 형상을 정의하기 위한 제2 추가적인 단계를 정의하는 것을 포함할 수 있다. 그럴 경우 두꺼운 에어포일 형상은 가로 평면(P_{YZ})에 평행한 평면들에 있는 두꺼운 에어포일 프로파일들이 연속된 것에 의해 형성된다. 이들 두꺼운 에어포일 프로파일은 익현(c)과, 상이할 수 있는 상대적 두께(t/c)와 함께 상이할 수 있는 최대 두께($\underline{t}$)를 가진다. 바람직하게, 각각의 두꺼운 에어포일 프로파일의 상대적 두께(t/c)는 20%와 100% 사이의 범위에 있다.

- [0085] 본 발명의 방법은 또한 전술한 두꺼운 에어포일 형상을 실제로 얻기 위한 제3 추가적인 단계를 얻는 것을 포함할 수 있다. 이러한 제3 추가 단계 동안에, 두꺼운 에어포일 프로파일은 예를 들면 두꺼운 에어포일 형상을 제작하기 위한 몰드를 만들 때 또는 실제로는 두꺼운 에어포일 형상을 기계 가공하는 동안에 고려될 수 있다.
- [0086] 게다가, 각각의 에어포일 프로파일은 형성하는 곡선들은 볼록하고 피치의 어떠한 반전도 없을 필요가 있다. 구체적으로, 굴곡점이나 뾰족한 끝이 존재하는 것과, 이들 곡선중 하나 이상에서의 피치의 반전이 존재시에는 찾은 목표들과 양립할 수 없게 되는 더 크거나 더 작은 한계(extent)까지 에어포일 프로파일의 공기역학적 성능의 질을 떨어뜨린다는 결과를 가지게 된다.
- [0087] 그러한 상황에서, 제어점(Bi,j)은 굴곡점들 또는 뾰족한 끝 또는 실제로는 피치의 반전의 존재뿐만 아니라, 예컨대 베지어 곡선을 사용하여 형성된 각각의 곡선에 관해 과도한 굴곡을 회피하도록, 2개의 연속되는 특징점(Ai, Ai+1)의 위치들에 대해 경계가 정해지는 제3 범위를 나타내는 존에 있을 필요가 있다. 그러므로 곡선들의 제어점(Bi,j)은 각각 가로좌표 축(U)과 세로좌표 축(V) 상의 특징점(Ai, Ai+1)에 의해 포함된 존을 정확히 포함하는 제3 범위에 의해 정의될 수 있다. 이는 2개의 연속적인 특징점(Ai, Ai+1)에 의해 포함된 존의 제3 범위 [0%, 100%]를 정의한다.
- [0088] 그렇지만, 굴곡점 또는 뾰족한 끝 또는 실제로는 피치의 반전을 발생시키는 임의의 위험을 제한하면서 제어점(Bi,j)에 관한 검색 분야를 확대하기 위해, 제3 범위는 2개의 연속적인 특징점(Ai, Ai+1)에 의해 포함된 존의 [-25%, 125%]를 포함하기 위해 바람직하게 확대된다. 그러므로 제어점(Bi,j)은 가로좌표 축(U)과 세로좌표 축(V)과 평행한 2개의 연속적인 특징점(Ai, Ai+1) 사이의 거리의 최대 25%까지 가로좌표 축(U)과 세로좌표 축(V)을 따라서 존재하는 존에 그리고 각각의 연속적인 특징점(Ai, Ai+1)을 지나서 존재할 수 있다.
- [0089] 만약 각각의 곡선이 베지어 곡선에 의해 형성된다면 제1 특징점(Ai)에서의 1개의 베지어 곡선에 대한 접선은 제1 특징점(Ai)을 제어점(Bi,1)에 연결하는 라인(line)에 의해 정의되고, 제2 특징점(Ai+1)에서의 상기 베지어 곡선에 대한 접선은 제2 특징점(Ai+1)을 제어점(Bi,n)에 연결하는 제2 라인에 의해 정의된다는 점이 상기되어야 한다. 그 결과, 제어점들(Bi,1, Bi,n)은 특히 크기를 강조하는 역할을 하고, 특징점(Ai)에서의 접선의 효과를 강조하는 역할을 한다. 예를 들면, 제어점들(Bi,1, Bi,n)은 제3 극점(C1) 및 제4 극점(C3)에서의 편평한 존을 강조하고 거의 둥글게 된 리딩 에지와 트레일링 에지를 정의하는 역할을 한다.
- [0090] 본 발명의 방법을 구현하는 데 있어서, 첫 번째 제1 생성 단계 동안에는 4개의 특징점(A0, A1, A2, A3)이 생성되고, 이들 특징점(A0, A1, A2, A3)은 두꺼운 에어포일 형상을 형성하는 두꺼운 에어포일 프로파일의 부분을 형성하는, 전술한 바와 같은 4개의 미리 결정된 극점(C0, C1, C2, C3)이다.
- [0091] 그럴 경우 두꺼운 에어포일 프로파일은 4개의 곡선, 예컨대 2개의 베지어 곡선에 공통인 특징점(Ai)에서 각각 쌍으로 함께 연결된 (n+1)차의 4개의 베지어 곡선으로부터 결정된다. 예를 들면, 4개의 베지어 곡선의 차수는 3이고, 따라서 n은 2와 같다. 그럴 경우 2개의 제어점(Bi,1, Bi,2)이 그것의 끝으로서 특징점(Ai, Ai+1)을 가지는 각각의 베지어 곡선을 구성하기 위해 필요하고 충분하다.
- [0092] 3차의 베지어 곡선을 형성하는 점들인 P(x)는 다음 관계식, 즉
- $$P(x) = (1-x)^3 A_0 + 3(1-x)^2 x B_{11} + 3(1-x)x^2 B_{22} + x^3 A_{33}$$
- [0093]
- [0094] 에 의해 정의되고, 이 경우 x는 0과 1 사이의 범위에 있다는 사실이 상기되어야 한다.
- [0095] 이러한 상황에서, 제3 특징점(A1) 및 제4 특징점(A3), 즉 에어포일 프로파일의 최대 두께(t)에 대응하는 점들에서의 에어포일 프로파일에 대한 접선들은 가로좌표 축(U)에 대해 평행하고, 2개의 제어점(B0,2, B1,1)의 세로좌표들은 제3 특징점(A1)의 세로좌표와 같으며, 2개의 제어점(B2,2, B3,1)의 세로좌표는 제4 특징점(A3)의 세로좌표와 같다.
- [0096] 또한, 제1 특징점(A0)과 제2 특징점(A2), 즉 에어포일 프로파일의 리딩 에지와 트레일링 에지에서의 에어포일 프로파일에 대한 접선들은, 예를 들면 세로좌표 축(V)에 평행하도록 정의될 수 있다. 따라서, 2개의 제어점(B3,2, B0,1)의 가로좌표들은 제1 특징점(A0)의 가로좌표와 같고, 2개의 제어점(B1,2, B2,1)의 가로좌표들은 제2 특징점(A2)의 가로좌표와 같다.
- [0097] 또한, 20%와 100% 사이의 범위에 있는 에어포일 프로파일의 각각의 상대적 두께(t/c)에 대해서, 그리고 3차의 베지어 곡선들을 사용할 때, 낮은 값(B)과 높은 값(H)에 의해 경계가 정해진 최적화된 범위들은 제어점들(B0,1,

B0.2, B1.1, B1.2, B2.1, B2.2, B3.1, B3.2)에 관해 정의되고, 이러한 제어점들은 전술한 찾은 목표들을 만족시키는 에어포일 프로파일들을 정의하는 역할을 한다. 제어점들($B_{i.1}, \dots, B_{i.j}, \dots, B_{i.3}$)에 대해서는, 그 범위들이 각각 이들 제어 점들($B_{i.j}$)의 계수들($CuB_{i.j}$, $CvB_{i.j}$)에 대응한다. 계수들($CuB_{i.j}$, $CvB_{i.j}$)은 2개의 연속된 특징점들(A_i , A_{i+1})에 대한 제어점들($B_{i.j}$)의 위치들을 정의하고, 이 경우 각각의 계수($CuB_{i.j}$, $CvB_{i.j}$)에는 특징점(A_{i+1}) 쪽으로 진행하고 가로좌표 축(U)과 세로좌표 축(V)에 각각 평행한 특징점(A_i)에 대한 제어점($B_{i.j}$)의 위치를 정의하기 위해, 가로좌표 축(U)과 세로좌표 축(V)에 각각 평행한 2개의 연속적인 특징점(A_i , A_{i+1}) 사이의 거리가 곱해진다.

[0098] 제어점($B_{i.j}$)에 관해 최적화된 이들 범위의 낮은 값(B) 및 높은 값(H)은 에어포일 프로파일의 상대적 두께(t/c)의 함수로서 다음 표에서 각각 열거된다.

t/c		$CvB_{2.1}$	$CuB_{2.1}$	$CuB_{2.2}$	$CvB_{2.2}$	$CvB_{2.3}$	$CuB_{2.3}$	$CvB_{2.4}$	$CuB_{2.4}$
20%	B	0.80	0.10	0.30	-0.10	0.80	0	0.65	0
	H	0.90	0.25	0.40	0.10	0.90	0.05	0.85	0.15
25%	B	0.80	0.30	0.80	0.30	0.40	0.20	0.80	0.50
	H	0.90	0.50	0.85	0.60	0.80	0.30	0.90	0.80
30%	B	0.35	0.10	0.40	0.05	0.35	0.20	0.80	0.50
	H	0.45	0.20	0.50	0.25	0.70	0.30	0.90	0.65
35%	B	0.74	0.34	0.60	0.22	0.25	0.15	0.80	0.50
	H	0.88	0.70	0.70	0.32	0.50	0.30	0.90	0.65
40%	B	0.85	0.35	0.65	0.12	0.77	0.45	0.70	0.37
	H	1.10	0.52	0.86	0.24	1.10	0.65	0.95	0.65
50%	B	0.70	0.15	0.67	0.05	0.81	0.39	0.77	0.41
	H	0.90	0.30	0.86	0.14	1.00	0.62	0.98	0.61
60%	B	0.60	0.10	0.70	0.05	0.70	0.25	0.15	0.00
	H	0.80	0.20	0.85	0.12	0.80	0.35	0.35	0.15
70%	B	0.75	0.08	0.65	-0.03	0.70	0.25	0.22	-0.05
	H	0.90	0.16	0.90	0.05	0.80	0.35	0.45	0.15
80%	B	0.85	0.20	0.65	-0.04	0.60	0.30	0.80	0.57
	H	1.05	0.35	0.92	0.05	0.90	0.50	0.90	0.85
90%	B	0.80	0.15	0.71	-0.03	0.65	0.43	0.79	0.57
	H	0.98	0.28	0.93	0.15	0.93	0.60	0.94	0.81
100%	B	0.75	0.10	0.75	0.00	0.65	0.50	0.77	0.60
	H	0.95	0.25	0.95	0.25	1.00	0.70	0.97	0.80

[0099]

[0100] 제어점들(B0.1, B0.2, B1.1, B1.2, B2.1, B2.2, B3.1, B3.2)의 계수들($CuB_{i.j}$, $CvB_{i.j}$)에 관해 최적화된 값들은 또한 상대적 두께(t/c)의 함수로서 정의되고, 그것들은 다음 표에서 열거된다.

t/c	$CvB_{2.1}$	$CuB_{2.1}$	$CuB_{2.2}$	$CvB_{2.2}$	$CuB_{2.3}$	$CuB_{2.4}$	$CvB_{2.4}$	$CuB_{2.5}$
20%	0.85	0.22	0.37	0	0.60	0	0.70	0.10
25%	0.85	0.42	0.81	0.42	0.50	0.22	0.85	0.69
30%	0.38	0.13	0.44	0.16	0.49	0.24	0.85	0.65
35%	0.81	0.44	0.66	0.24	0.34	0.22	0.85	0.65
40%	0.97	0.45	0.76	0.20	0.91	0.54	0.85	0.54
50%	0.83	0.21	0.76	0.07	0.93	0.56	0.88	0.54
60%	0.75	0.15	0.80	0.05	0.75	0.29	0.25	0.10
70%	0.85	0.11	0.71	-0.01	0.75	0.29	0.40	0
80%	0.95	0.27	0.75	0	0.73	0.45	0.85	0.69
90%	0.86	0.21	0.81	0.09	0.78	0.53	0.88	0.69
100%	0.82	0.16	0.83	0.16	0.78	0.57	0.89	0.69

[0101]

[0102] 게다가, 이들 표 중 하나에서 제공된 것처럼, 하부 상대적 두께인 $(t/c)_{\min}$ 과 상부 상대적 두께인 $(t/c)_{\max}$ 사이에 있는 중간의 상대적 두께(t/c)를 가지는 중간의 두꺼운 에어포일 프로파일들은 하부 상대적 두께인 $(t/c)_{\min}$ 과 상부 상대적 두께인 $(t/c)_{\max}$ 에 대응하는 2개의 두꺼운 에어포일 프로파일 사이의 보간에 의해 얻어질 수 있다. 그러한 상황에서, 이들 두꺼운 에어포일 프로파일은 적절히 최적화되었다고 말해지지 않는데, 이는 그것들이 최적화 과정의 결과가 아니고, 최적화된 2개의 두꺼운 에어포일 프로파일 사이의 보간의 결과이기 때문이다.

[0103] 그렇지만, 그러한 중간의 두꺼운 에어포일 프로파일은 그것이 최적화 과정을 실행하기에 필수적이지 않으면서, 유리하게 찾은 목표들에 가깝거나 심지어 그러한 찾은 목표들을 달성하는 역할을 한다.

[0104] 중간의 두꺼운 에어포일 프로파일을 형성하는 각 점의 좌표(u, v)는, 하부 상대적 두께인 $(t/c)_{\min}$ 의 제1 에어포일 프로파일과, 예컨대 이들 표 중 하나로부터 구성된 상부 상대적 두께인 $(t/c)_{\max}$ 를 가지는 제2 에어포일 프로파일로부터 시작하는 다항식 보간법과 같은 보간에 의해 정의된다. 상대적 두께(t/c)의 중간의 두꺼운 에어포일 프로파일의 각 점의 세로좌표(v)는 예를 들면 다음 관계식, 즉

$$v = \frac{(t/c) - (t/c)_{\min}}{(t/c)_{\max} - (t/c)_{\min}} v_{\max} + \left[1 - \frac{(t/c) - (t/c)_{\min}}{(t/c)_{\max} - (t/c)_{\min}} \right] v_{\min}$$

[0105]

[0106] 을 사용하는 선형 보간법에 의해 결정되고,

[0107] 이 경우 $v_{\min}$ 은 중간의 두꺼운 에어포일 프로파일의 좌표(u, v)의 점과 동일한 가로좌표(u)를 가지는 제1 에어포일 프로파일의 점의 제1 세로좌표이고, $v_{\max}$ 는 중간의 두꺼운 에어포일 프로파일의 좌표(u, v)의 점과 동일한 가로좌표(u)를 가지는 제2 에어포일 프로파일의 점의 제2 세로좌표이다.

도면의 간단한 설명

[0108] 본 발명과 본 발명의 장점은 예시를 통해 그리고 첨부 도면을 참조하여 주어진 실시예들의 이어지는 설명의 상 황으로부터 더 상세하게 나타난다.

도 1은 로터가 있는 항공기를 도시하는 도면.

도 2는 로터의 단편적 도면.

도 3 및 도 4는 커프 및 블레이드의 2개의 단편적인 사시도.

도 5는 블레이드의 단편적 사시도.

도 6은 두꺼운 에어포일 형상을 얻는 방법의 블록도.

도 7 내지 도 17은 두꺼운 에어포일 형상들에 관한 에어포일 프로파일들을 도시하는 도면.

도 18 내지 도 21은 두꺼운 에어포일 형상의 에어포일 프로파일의 극점들의 좌표들에서의 변화를 보여주는 곡선들.

2개 이상의 도면에 존재하는 요소들은 그것들 각각에 동일한 참조 번호가 주어진다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

[0109] 도 1은 동체(51), 메인 리프트 로터(10), 및 요(yaw) 안티-토크 테일 로터(53)와 수직 안정 장치(54)를 지지하는 테일 붐(52)을 가지는 회전익기(5)를 보여준다. 메인 로터(10)는 1개의 회전 허브(3), 5개의 블레이드(2), 및 1개의 캡(35)과, 블레이드(2)들 사이의 댐퍼(damper)(32)가 같이 있는 5개의 커프(25)를 가진다. 캡(35)은 메인 로터(10)의 헤드에 관한 보호 및 정형(fairing)을 제공한다.

[0110] 도 2는 메인 로터(10)의 중앙 부분을 보여주는 것으로 각각의 블레이드(2)의 자유단(free end)은 끝이 잘려 있다. 각각의 블레이드(2)에 관해, 블레이드 루트(21), 블레이드 넥(23), 및 블레이드(2)의 유선형부(22)의 부분이 커프(25)와 함께 보여질 수 있다. 각각의 블레이드(2)의 유선형부(22)는 얇은 에어포일 프로파일들로 이루어지고, 이러한 에어포일 프로파일 각각은 끝이 점점 가늘어지는 트레일링 에지(26)를 가지며 블레이드(2)의 공기역학적 성능의 본질적인 부품과, 특히 블레이드(2)의 양력(lift)을 제공하는 역할을 한다. 블레이드 넥(23)은 블레이드 루트(21)를 유선형부(22)에 연결한다. 각각의 블레이드(2)의 블레이드 넥(23)과 각각의 커프(25)는 두꺼운 에어포일 형상(1)에 의해 형성된다.

[0111] 각각의 블레이드 커프(25)는 블레이드(2)와, 더 정확하게는 블레이드 루트(21)를 도 3에 도시된 바와 같이 메인 로터(10)의 허브(3)에 연결하는 구조적 접합 장치(24)의 공기역학적 정형을 제공한다. 각각의 블레이드 커프

(25)는 블레이드(2)의 한 부분과 함께 도 3 및 도 4에서 사시도로 도시된 두꺼운 에어포일 형상(1)에 의해 형성된다. 도 3 및 도 4에서, 블레이드 넥(23)은 종래 기술에 따라 만들어진 것이다.

[0112] 도 5는 두꺼운 에어포일 형상(1)에 의해 형성된 블레이드 넥(23)을 가지는 블레이드(2)의 부분을 보여준다.

[0113] 도 4 및 도 5에서, 각각의 블레이드(2)와 각각의 두꺼운 에어포일 형상(1)은 제1 엔드 존(13)으로부터 제2 엔드 존(14)까지 세로 방향(X)을 따라서 날개 길이 방향으로 연장한다. 가로 방향(Y)은 세로 방향(X)에 수직이고, 우측 손 직사각형 기준 프레임(X, Y, Z)을 형성하기 위해, 높이 방향(Z)은 세로 방향(X)과 가로 방향(Y)에 대해 수직이 되게 정의된다. 세로 방향(X)에 수직인 가로 평면(P_{YZ})은 또한 가로 방향(Y)과 높이 방향(Z)에 의해 정의된다.

[0114] 각각의 블레이드(2)와 각각의 두꺼운 에어포일 형상(1)은 또한 리딩 에지(27, 15)로부터 트레일링 에지(26, 16)까지 가로 방향(Y)에서 연장한다. 각각의 블레이드(2)와 각각의 두꺼운 에어포일 형상(1)은 가로 평면(P_{YZ})에 대해 평행한 평면에 있는 에어포일 프로파일(28, 11)들이 연속되어 있는 것에 의해 형성된다. 각각의 블레이드(2)의 유선형부(22)에 대해서는, 에어포일 프로파일(28)이 앳고 리딩 에지(27)와 트레일링 에지(26)를 포함한다. 두꺼운 에어포일 형상(1)에 대해서는, 그것이 도 5의 블레이드 넥(23) 또는 도 4의 커프(25)를 구성하는지에 관계없이, 각각의 에어포일 프로파일(11)은 두껍고 흡입측 프로파일(17) 및 압축측 프로파일(18)과 함께, 리딩 에지(15)와 트레일링 에지(16)를 포함한다. 각각의 두꺼운 에어포일 프로파일(11)은 리딩 에지(15)와 트레일링 에지(16) 사이의 익현(c), 흡입측 프로파일(17)과 익현(c)에 대해 수직이 되게 측정된 압축측 프로파일(18) 사이의 최대 거리와 같은 두께(t), 및 익현(c)으로 나뉘어진 최대 두께($\underline{t}$)의 비와 같은 상대적 두께(t/c)에 의해 정의된다.

[0115] 블레이드 커프(25) 또는 블레이드 넥(23)을 구성하게 되는 두꺼운 에어포일 형상(1)을 형성하게 되는 두꺼운 에어포일 프로파일(11)들이, 그것들의 상대적 두께(t/c)의 함수로서 도 7 내지 도 17에 도시되어 있다. 이들 에어포일 프로파일(11) 각각의 상대적 두께(t/c)는 20%와 100% 사이의 범위에 있다. 도 4 및 도 5에서, 블레이드 커프(25)를 구성하는 두꺼운 에어포일 형상(1)을 형성하기 위해 사용된 에어포일 프로파일(11)들은 일반적으로, 블레이드 넥(23)을 구성하는 두꺼운 에어포일 형상(1)을 이루기 위해 사용된 에어포일 프로파일(11)들보다 큰 상대적 두께(t/c)를 가진다.

[0116] 블레이드 넥(23) 또는 블레이드 커프(25)를 구성하는 그러한 두꺼운 에어포일 형상(1)을 형성하는 에어포일 프로파일(11)들의 방사상 위치들은, 예를 들면 메인 로터(10)의 반경에 또한 대응하는 블레이드(2)의 날개 길이의 3% 내지 25%의 범위에 있다. 이러한 방사상 위치는 메인 로터(10)의 회전 중심에 대해 정의된다.

[0117] 혼한 방식으로, 이들 두꺼운 에어포일 프로파일(11) 각각은 익현 방향(c)에 의해 형성된 가로좌표 축(U)과, 가로좌표 축(U)에 수직인 세로좌표 축(V)에 의해 정의된 기준 프레임(U, V)에서 정의된 극점들(C0, C1, C2, C3)을 통과한다. 가로좌표 축(U)이나 세로좌표 축(V)을 따라 존재하는 하나의 유닛은 익현(c)과 같다. 그러므로 각각의 에어포일 프로파일의 익현(c)은 (U, V) 기준 프레임에서의 유닛 사이즈(size)의 것이라는 것이 이해될 수 있다.

[0118] 좌표(1, 0)의 제1 극점(C0)은 리딩 에지(15)에 있고, 좌표(0, 0)의 제2 극점(C2)은 트레일링 에지(16)에 있으며, 제3 극점(C1)과 제4 극점(C3)은 에어포일 프로파일(11)의 최대 두께($\underline{t}$)를 형성한다. 또한, 제1 극점(C0)과 제2 극점(C2)에서의 각각의 에어포일 프로파일(11)에 대한 접선들은 세로좌표 축(V)에 대해 평행하게 정의되고, 제3 극점(C1)과 제4 극점(C3)에서의 접선들은 가로좌표 축(U)에 평행하게 정의된다.

[0119] 또한, 기준 프레임(U, V)에서의 제3 극점(C1)과 제4 극점(C3)의 위치들은 후퇴하는 블레이드(2)에 관한 기류 내로의 두꺼운 에어포일 형상(1)의 관통을 전진하는 블레이드(2)에 관한 기류 내로의 관통의 질을 떨어뜨리지 않으면서 개선하도록 강제된다. 따라서, 이러한 두꺼운 에어포일 형상(1)은 메인 로터(10)의 완전한 1회전 동안에 블레이드(2)의 방위에서의 상이한 위치들에 대응하는 매우 상이한 흐름 상태에 유리하도록 적합하게 된다.

[0120] 제3 극점(C1)과 제4 극점(C3)의 가로좌표들은, 특히 제1 범위[0.15c, 0.85c]에 있고, 제3 극점(C1)의 세로좌표는 제2 범위[0.02(t/c), 0.98(t/c)]에 있다. 더 정확하게는 (U, V) 기준 프레임에서의 제3 극점(C1)과 제4 극점(C3)의 좌표들(u_{Ci} , v_{Ci})은 상대적 두께(t/c)의 함수로서 정의되고, 그것들은 다음 표, 즉

t/c		uC ₁	vC ₁	uC ₂	vC ₂
20%	B	0.55	0.12	0.55	-0.08
	H	0.70	0.16	0.75	-0.04
25%	B	0.63	0.14	0.55	-0.11
	H	0.73	0.19	0.75	-0.06
30%	B	0.65	0.18	0.62	-0.12
	H	0.75	0.22	0.72	-0.08
35%	B	0.65	0.20	0.62	-0.15
	H	0.75	0.24	0.73	-0.11
40%	B	0.48	0.23	0.45	-0.17
	H	0.63	0.28	0.65	-0.12
50%	B	0.35	0.28	0.37	-0.22
	H	0.49	0.37	0.57	-0.13
60%	B	0.25	0.34	0.30	-0.26
	H	0.42	0.45	0.50	-0.15
70%	B	0.20	0.44	0.20	-0.26
	H	0.40	0.56	0.30	-0.14
80%	B	0.36	0.47	0.19	-0.33
	H	0.52	0.57	0.31	-0.23
90%	B	0.37	0.47	0.20	-0.43
	H	0.52	0.59	0.30	-0.31
100%	B	0.40	0.45	0.22	-0.55
	H	0.50	0.60	0.32	-0.40

[0121]

[0122] 에서 주어진 것과 같은 낮은 값(B) 및 높은 값(H)에 의해 경계가 정해진 범위들에 있다.

[0123] 이러한 식으로 정의된 것과 같은 각각의 두꺼운 에어포일 프로파일(11)은 두꺼운 에어포일 프로파일(11)의 공기역학적 거동을 유리하게 개선하는 역할을 하고, 동시에 리딩 에지(15)로부터 트레일링 에지(16) 쪽으로, 그리고 또한 트레일링 에지(16)로부터 리딩 에지(15) 쪽으로 모두에서의 기류 스위핑(sweeping)의 분리를 제한한다. 따라서, 각각의 두꺼운 에어포일 프로파일(11)의 공기역학적 항력이 최소로 되고, 특히 트레일링 에지(16)로부터 리딩 에지(15) 쪽으로, 특히 보통은 두꺼운 에어포일 프로파일들 위에 나타나는 공기역학적 항력 피크(peak)들을 없애므로써 그것을 스위핑하는 기류에 관해 최소로 된다. 또한, 각각의 두꺼운 에어포일 프로파일(11)에 의한 반류의 발생시 감소되고 동시에 양력이 나타나는 것을 가능하게 한다. 또한, 각각의 두꺼운 에어포일 프로파일(11)의 양력 대 항력비는, 리딩 에지(15)로부터 트레일링 에지(16) 쪽으로 그것 위에서 스위핑하는 기류에 관해 최대로 된다.

[0124] 제3 극점(C1)과 제4 극점(C3)의 좌표들(uCi, vCi)에 관한 하한값(B)과 상한값(H) 각각의 그래픽 표현이 또한 에어포일 프로파일(11)의 상대적 두께(t/c)의 함수로서 도 18 내지 도 21에 도시되어 있다. 제3 극점(C1)과 제4 극점(C3)의 이들 좌표(uCi, vCi)에 관해 각각 최적화된 값들에 대응하는 곡선이 또한 도 18 내지 도 21에 주어진다. 제3 극점(C1)과 제4 극점(C3)의 좌표들(uCi, vCi)에 관한 이들 최적화된 값은 다음 표에서 정의된다.

t/c	uC ₁	vC ₁	uC ₃	vC ₃
20%	0.65	0.148	0.65	-0.052
25%	0.71	0.17	0.66	-0.08
30%	0.72	0.20	0.66	-0.10
35%	0.69	0.22	0.68	-0.13
40%	0.55	0.26	0.51	-0.14
50%	0.42	0.325	0.42	-0.175
60%	0.32	0.39	0.35	-0.21
70%	0.31	0.50	0.23	-0.20
80%	0.42	0.54	0.24	-0.28
90%	0.44	0.555	0.26	-0.345
100%	0.445	0.565	0.275	-0.435

[0125]

[0126] 이들 두꺼운 에어포일 프로파일(11)은 도 6에서 윤곽이 그려지는 두꺼운 에어포일 형상(1)을 얻는 방법에 의해 얻

어질 수 있다. 두꺼운 에어포일 형상(1)을 얻는 이러한 방법은 3개의 주된 단계(101, 102, 103)와 부가 단계(104, 105, 106)를 포함하고, 이러한 주된 단계는 두꺼운 에어포일 형상(1)의 각각의 에어포일 프로파일(11)을 결정하는 역할을 하며, 선택적인(optional) 부가 단계(104, 105, 106)는 두꺼운 에어포일 형상(1)을 제작하는 역할을 한다.

- [0127] 첫 번째 제1 생성 단계(101)에서는 에어포일 프로파일(11)에 속하는 특징점(Ai)이 생성되고, 각각의 특징점(Ai)은 기준 프레임(U, V)에서 정의된다. 도 7 내지 도 17에 도시된 에어포일 프로파일들의 상황에서는, 극점(C0, C1, C2, C3)에 각각 대응하는 4개의 특징점(A0, A1, A2, A3)이 첫 번째 제1 생성 단계(101) 동안에 생성된다.
- [0128] 두 번째 제2 생성 단계(102) 동안에는 제어점(Bi.j)이 생성되고, i는 0과 m 사이의 범위에 있는 양의 정수이며, (m+1)은 사용된 특징점(Ai)의 개수이고, j는 1과 n 사이의 범위에 있는 양의 정수이며, n은 1 이상인 양의 정수이고, 여기서 제어점(Bi.j)은 2개의 연속된 특징점(Ai, Ai+1) 사이의 에어포일 프로파일(11)을 구성하기 위한 구성점들이며, (i+1)은 i가 m과 같을 때 값 "0"으로 대체된다.
- [0129] 도 7 내지 도 17에 도시된 에어포일 프로파일들의 상황에서, 4개의 특징점(A0, A1, A2, A3)이 첫 번째 제1 생성 단계(101) 동안에 생성되었고, 이 경우 양의 정수인 i는 0과 3 사이의 범위에서 변한다. 또한, 두 번째 제2 생성 단계(102) 동안에는 각각의 특징점(Ai)에 관해 2개의 제어점(Bi.1, Bi.2)이 생성된다.
- [0130] 이후, 에어포일 프로파일(11)을 결정하기 위한 세 번째 결정 단계(103)에서는, (m+1)개의 곡선, 예컨대 n+1차의 (m+1)개의 베지어 곡선(41 내지 44)이 특징점(Ai)과 제어점(Bi.j)으로부터 구성되어, 2개의 연속된 특징점(Ai, Ai+1)을 각각 함께 연결하고, 그로 인해 에어포일 프로파일(11)을 형성한다.
- [0131] 도 7 내지 도 17에 도시된 에어포일 프로파일(11)의 상황에서는, 두 번째 제2 생성 단계(102) 동안에 각각의 특징점(Ai)에 관해 2개의 제어점(Bi.1, Bi.2)이 생성된 후, 3차의 4개의 베지어 곡선(41 내지 44)이 세 번째 결정 단계(103) 동안에 구성된다.
- [0132] 두꺼운 에어포일 형상(1)을 얻는 방법은 또한 리딩 에지(15)로부터 트레일링 에지(16) 쪽으로 제1 기류에 의해 스윙핑될 때와, 트레일링 에지(16)로부터 리딩 에지(15) 쪽으로 제2 기류에 의해 스윙핑될 때, 에어포일 프로파일(11)의 공기역학적 거동을 시뮬레이션하기 위해 첫 번째 시뮬레이션 부가 단계(104)를 포함할 수 있다. 이전에 결정된 두꺼운 에어포일 프로파일(11)은 그럴 경우 이러한 첫 번째 시뮬레이션 부가 단계(104) 동안에 유효하게 될 수 있거나, 그렇지 않으면 이러한 방법의 주된 단계(101, 102, 103)의 새로운 반복이 수행된다.
- [0133] 두꺼운 에어포일 형상(1)을 얻는 방법은 또한 에어포일 프로파일(11)을 결정하기 위한 세 번째 결정 단계(103) 동안에 정의된 에어포일 프로파일(11)들을 결합함으로써 두꺼운 에어포일 형상(1)을 정의하기 위한 두 번째 정의 추가 단계(105)를 포함할 수 있다.
- [0134] 두꺼운 에어포일 형상(1)을 얻는 방법은 그것을 실제로 얻기 위한 세 번째 얻는 부가 단계(106)를 포함할 수 있고, 이러한 두꺼운 에어포일 형상(1)은 세 번째 결정 단계(103) 동안에 이전에 결정된 두꺼운 에어포일 프로파일(11)들로 이루어진다. 예를 들면, 두꺼운 에어포일 형상(1)을 제작하기 위한 몰드를 만들기 위해, 또는 상기 두꺼운 에어포일 형상(1)을 기계 가공하기 위해, 두꺼운 에어포일 프로파일들이 사용된다. 그 결과, 그러한 두꺼운 에어포일 형상(1)은 블레이드 벙크(23) 또는 블레이드 커프(25)로서 사용될 수 있고, 항공기(5)의 메인 로터(10)의 회전 허브(3)와 메인 로터(10)의 각각의 블레이드(22) 사이에 배치될 수 있다.
- [0135] 도 7 내지 도 17은 20%와 100% 사이의 범위에 있는 상대적 두께(t/c)에 대한 두꺼운 에어포일 형상(1)을 얻는 이러한 방법에 의해 정의된 두꺼운 에어포일 프로파일(11)들의 예를 보여준다. 4개의 베지어 곡선(41 내지 44)은 그 차수가 3이다. 게다가, 각각의 에어포일 프로파일(11)에 대한 과도한 굴곡을 회피하고, 또한 에어포일 프로파일(11)에서의 만곡의 임의의 점들 또는 뾰족한 끝이 나타나는 것을 회피하도록 2개의 연속된 특징점(Ai, Ai+1)에 의해 덮인 존의 제3 범위[-25%, 125%]를 나타내는 존에 각각의 제어점(Bi.j)이 있다.
- [0136] 차수가 3인 베지어 곡선(41 내지 44)을 정의하는 역할을 하고, 그 결과로서 이들 에어포일 프로파일(11) 각각을 구성하는 역할을 하는 특징점들(A0, A1, A2, A3)의 값과, 제어점들(B0.1, B0.2, B1.1, B1.2, B2.1, B2.2, B3.1, B3.2)의 값은 에어포일 프로파일(11)의 상대적 두께(t/c)의 함수로서 정의된다. 제어점(Bi.j)은 2개의 연속된 특징점(Ai, Ai+1)에 대한 그것들의 위치를 정의하는 계수(CuBi.j, CvBi.j)에 의해 정의된다. 각각의 계수(CuBi.j, CvBi.j)에는 가로좌표 축(U)과 세로좌표 축(V)에 각각 평행한 특징점(Ai)에 대한 제어점(Bi.j)의 위치를 정의하기 위해, 가로좌표 축(U)과 세로좌표 축(V)에 각각 평행한 2개의 특징점(Ai, Ai+1) 사이의 거리가 곱해진다.

[0137] 도 7 내지 도 17은 다음 표에서 주어진 상대적 두께(t/c) 각각에 대해 정의된 두꺼운 에어포일 프로파일(11)의 예들을 보여준다.

t/c	CvB0.1	CuB0.2	CuB1.1	CvB1.2	CuB2.1	CuB2.2	CvB3.1	CuB3.2
20%	0.85	0.22	0.37	0	0.60	0	0.70	0.10
25%	0.85	0.42	0.81	0.42	0.50	0.22	0.85	0.69
30%	0.38	0.13	0.44	0.16	0.49	0.24	0.85	0.65
35%	0.81	0.44	0.66	0.24	0.34	0.22	0.85	0.65
40%	0.97	0.45	0.76	0.20	0.91	0.54	0.85	0.54
50%	0.83	0.21	0.76	0.07	0.93	0.56	0.88	0.54
60%	0.75	0.15	0.80	0.05	0.75	0.29	0.25	0.10
70%	0.85	0.11	0.71	-0.01	0.75	0.29	0.40	0
80%	0.95	0.27	0.75	0	0.73	0.45	0.85	0.69
90%	0.86	0.21	0.81	0.09	0.78	0.53	0.88	0.69
100%	0.82	0.16	0.83	0.16	0.78	0.57	0.89	0.69

[0138]

[0139] 리딩 에지(15)에서, 결과로서 생기는 두꺼운 에어포일 프로파일(11)들은 그것들의 상대적 두께(t/c)에 관계없이, 흡입측 프로파일(17) 위에서는 매우 두드러진 벌지(bulge)를 나타내고, 압축측 프로파일(18) 위에서는 뒤로 스weep된(swept-back) 형상을 나타낸다. 흡입측 프로파일(17)과 압축측 프로파일(18)은 후퇴하는 블레이드의 공기역학적 항력을 최소화하기 위한 타겟(target)들이 주어진 경우 트레일링 에지(16)에서 더 둥글게 되어 있다.

[0140] 그 결과, 각각의 두꺼운 에어포일 프로파일(11)은 그것 위를 스윙핑하는 기류의 임의의 분리를 제한하는 최적화된 공기역학적 거동을 가지고 있다. 특히, 각각의 두꺼운 에어포일 프로파일(11)의 공기역학적 항력은 트레일링 에지(16)로부터 리딩 에지(15) 쪽으로 그것의 위를 스윙핑하는 기류에 대해서 최소로 되고, 그것의 양력 대 항력비는 리딩 에지(15)로부터 트레일링 에지(16) 쪽으로 그것 위를 스윙핑하는 기류에 대해서는 최대로 되며, 동시에 두꺼운 에어포일 프로파일(11) 위에 양력이 나타나는 것을 허용한다.

[0141] 특히, 각각의 두꺼운 에어포일 프로파일(11)의 양력 대 항력비는, 예컨대 8° 와 12° 사이의 범위에 있는 양의 입사각에서 최대로 된다. 마찬가지로, 그것의 공기역학적 항력은, 예컨대 168° 와 174° 사이의 범위에 있는 양의 입사각에 대해서는 최소로 된다.

[0142] 또한, 위 표들에서는 주어지지 않았지만 중간의 상대적 두께(t/c)의 중간의 두꺼운 에어포일 프로파일(11)은, 중간의 상대적 두께(t/c)의 어느 한쪽에서 하부 상대적 두께인 $(t/c)_{\min}$ 와 상부 상대적 두께인 $(t/c)_{\max}$ 를 가지는 표들에서 제공된 2개의 두꺼운 에어포일 프로파일들 사이의 보간에 의해 얻어질 수 있다. 그러한 중간의 두꺼운 에어포일 프로파일(11)의 각 점의 좌표(u , v)는 하부 상대적 두께인 $(t/c)_{\min}$ 와 상부 상대적 두께인 $(t/c)_{\max}$ 를 각각 가지는 2개의 두꺼운 에어포일 프로파일(11)의 점들인 $(u, v_{\min})$ 와 $(u, v_{\max})$ 로부터 정의된다. 중간의 두꺼운 에어포일 프로파일(11)의 각각의 점(u , v)의 세로좌표(v)는, 예컨대 다음 관계식, 즉

$$v = \frac{(t/c) - (t/c)_{\min}}{(t/c)_{\max} - (t/c)_{\min}} v_{\max} + \left[1 - \frac{(t/c) - (t/c)_{\min}}{(t/c)_{\max} - (t/c)_{\min}} \right] v_{\min}$$

[0143]

[0144] 을 사용하여 위 표들로부터 구축된 두꺼운 에어포일 프로파일(11)의 점들인 $(u, v_{\min})$ 와 $(u, v_{\max})$ 의 세로좌표들($v_{\min}$, $v_{\max}$)의 함수로서 보간법에 의해 결정되고, 이 경우 $v_{\min}$ 은 중간의 두꺼운 에어포일 프로파일의 좌표(u , v)의 점과 동일한 가로좌표(u)를 가지는 제1 에어포일 프로파일의 점의 제1 세로좌표이고, $v_{\max}$ 는 중간의 두꺼운 에어포일 프로파일의 좌표(u , v)의 점과 동일한 가로좌표(u)를 가지는 제2 에어포일 프로파일의 점에 관한 제2 세로좌표이다.

[0145] 물론, 본 발명은 그것의 구현시 다양한 변형을 받을 수 있다. 비록 일부 실시예들이 설명되었지만, 모든 가능한 실시예를 빠짐없이 제시하는 것은 생각할 수 없다는 것을 쉽게 이해될 것이다.

[0146] 메인 로터(10)는 특히 도 3에 도시된 것과 같이 본 발명의 두꺼운 에어포일 형상(1)들에 의해 각각 구성된 블레

이드 커프(25)들을 가지고, 블레이드 넥(23)들은 종래 기술에 따른 것이다. 메인 로터(10)는 또한 도 4에 도시된 것과 같이 각각의 두꺼운 에어포일 형상(1)에 의해 구성되는 블레이드 넥(23)을 가질 수 있고, 그럴 경우 블레이드 커프(25)는 종래 기술에 따른 것이다.

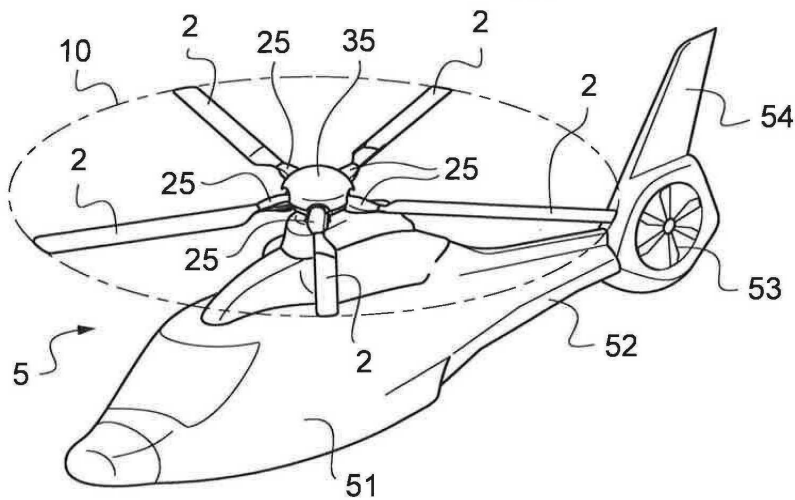
[0147] 메인 로터(10)는 또한 도 2에 도시된 것처럼, 본 발명의 각각의 두꺼운 에어포일 형상(1)들로 구성된 블레이드 넥(23)과 블레이드 커프(25)를 모두 동시에 가질 수 있다.

[0148] 또한, 본 발명의 두꺼운 에어포일 형상(1)은 도면들을 참조하여 위에서 설명한 바와 같이, 리프트 메인 로터(10)의 블레이드 커프(25) 및/또는 블레이드 넥(23)을 형성할 수 있지만, 그것은 안티-토크 테일 로터 또는 실제로는 항공기의 추진 프로펠러의 블레이드 커프(25) 및/또는 블레이드 넥(23)을 동등하게 구성할 수 있다.

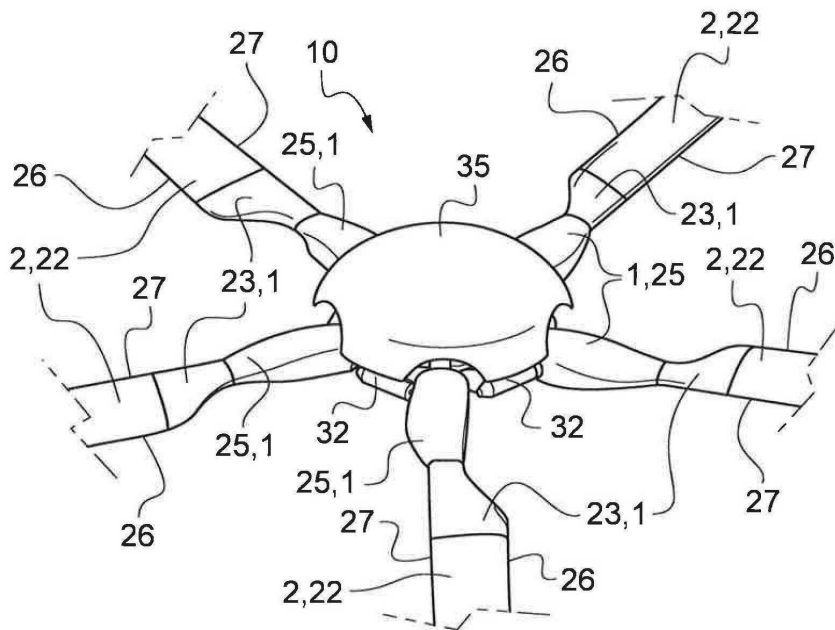
[0149] 본 발명의 영역을 벗어나지 않으면서, 설명된 임의의 수단을 동등한 수단으로 교체하는 것을 당연히 고려할 수 있다.

도면

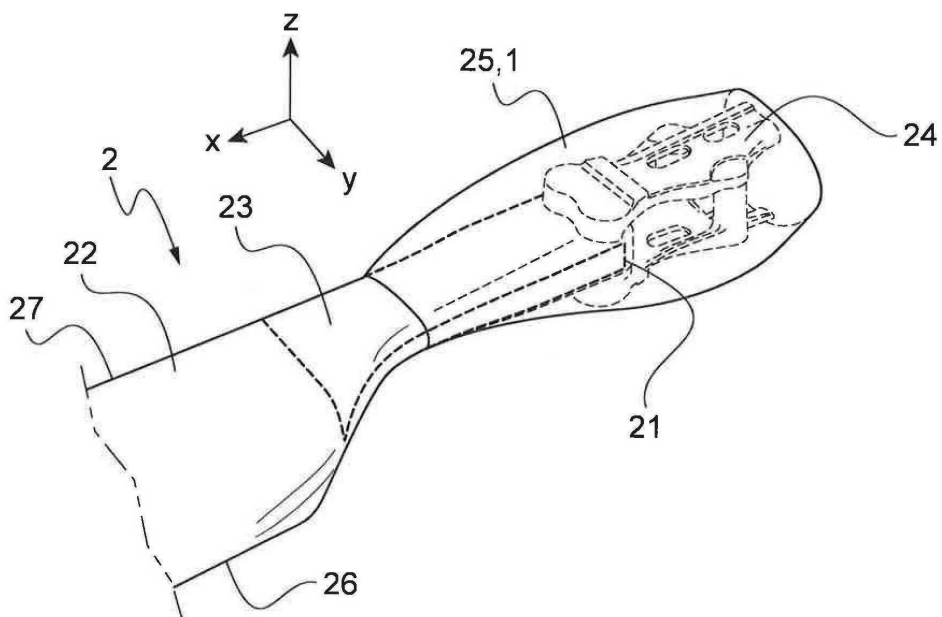
도면1



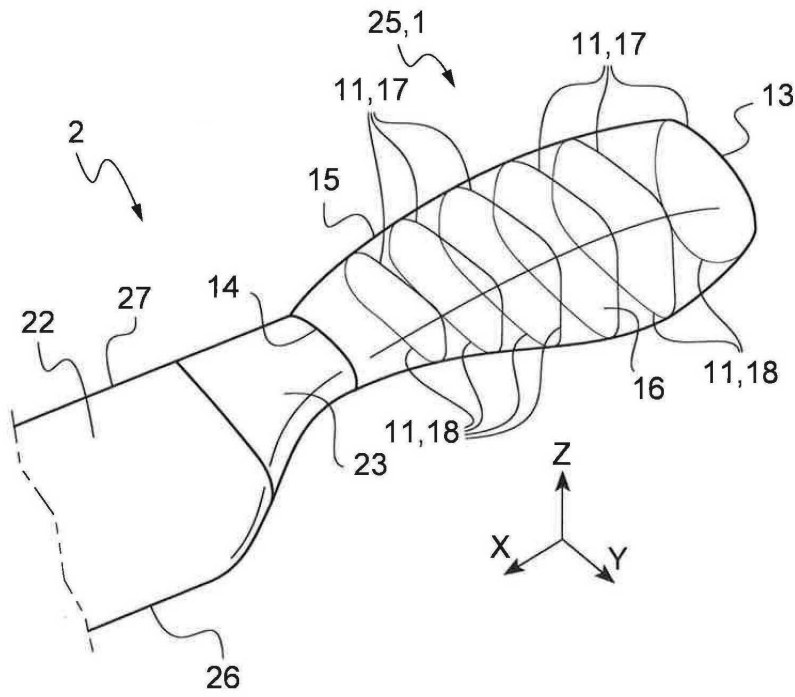
도면2



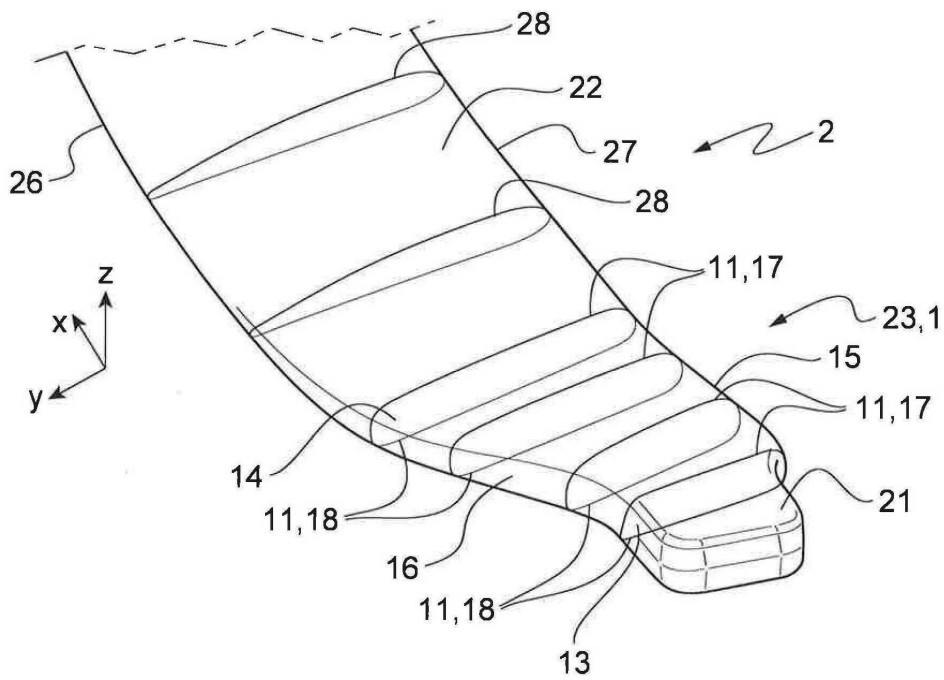
도면3



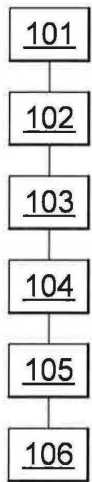
도면4



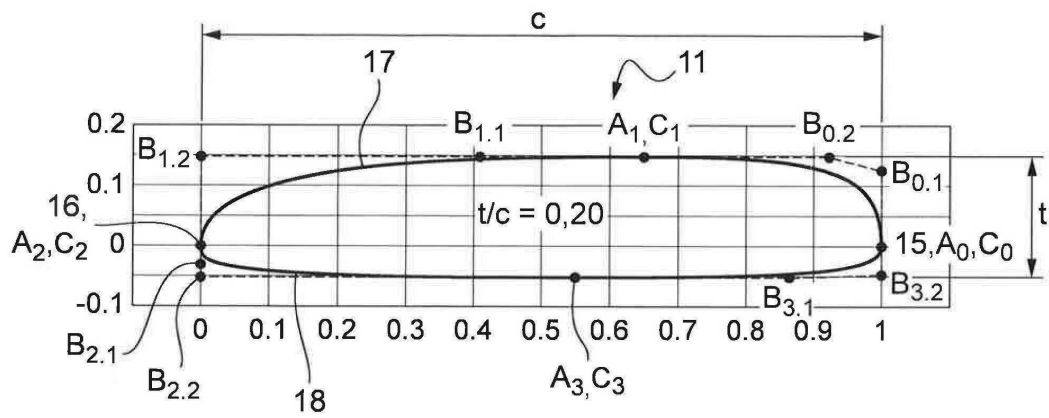
도면5



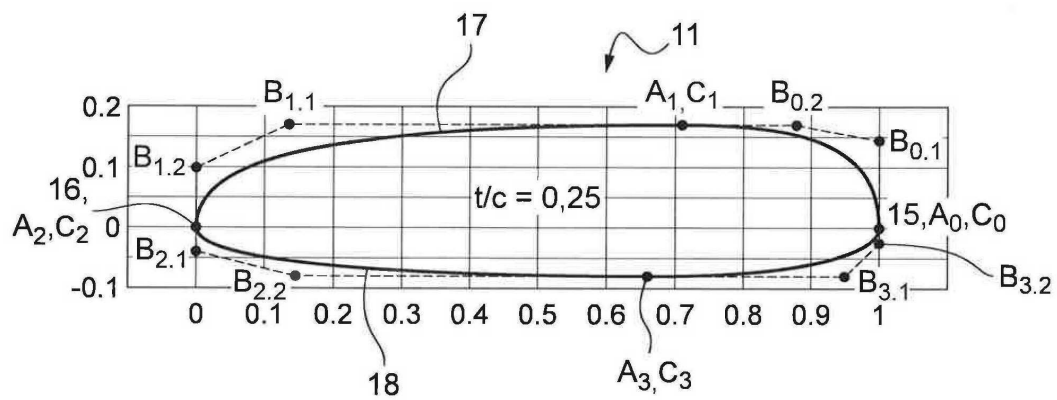
도면6



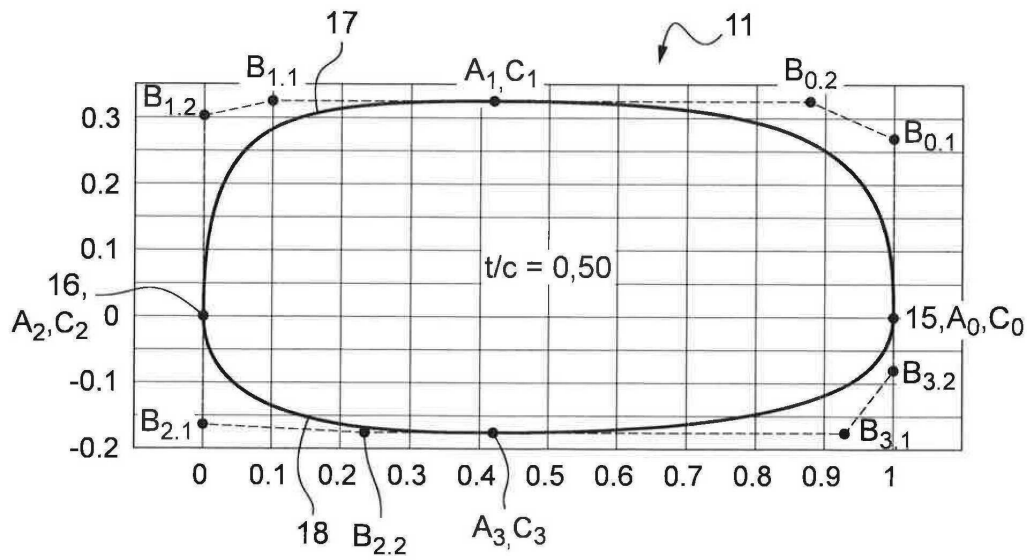
도면7



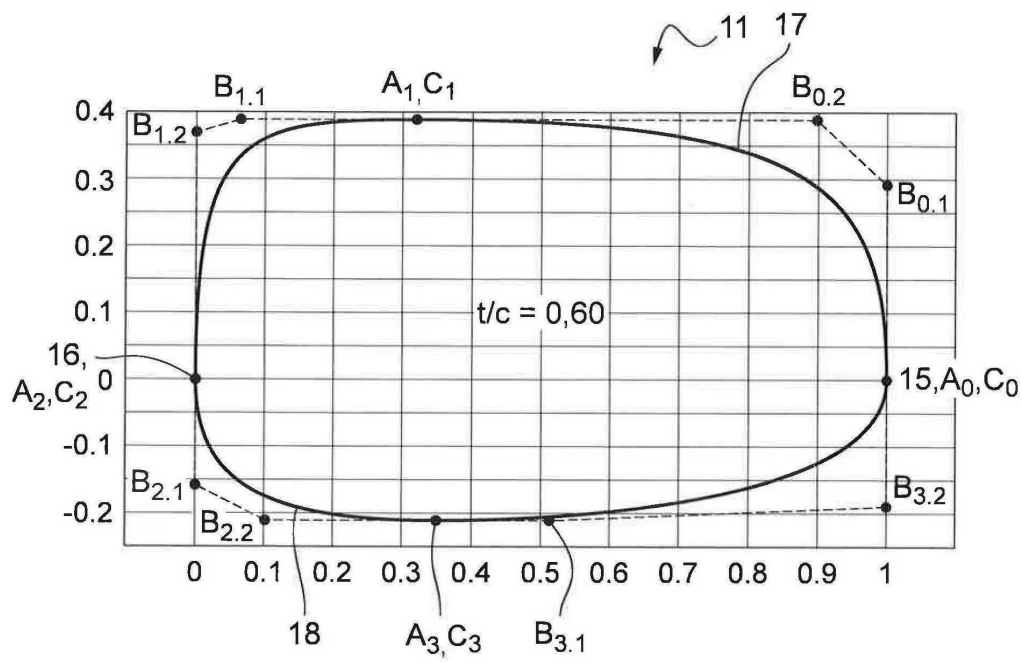
도면8



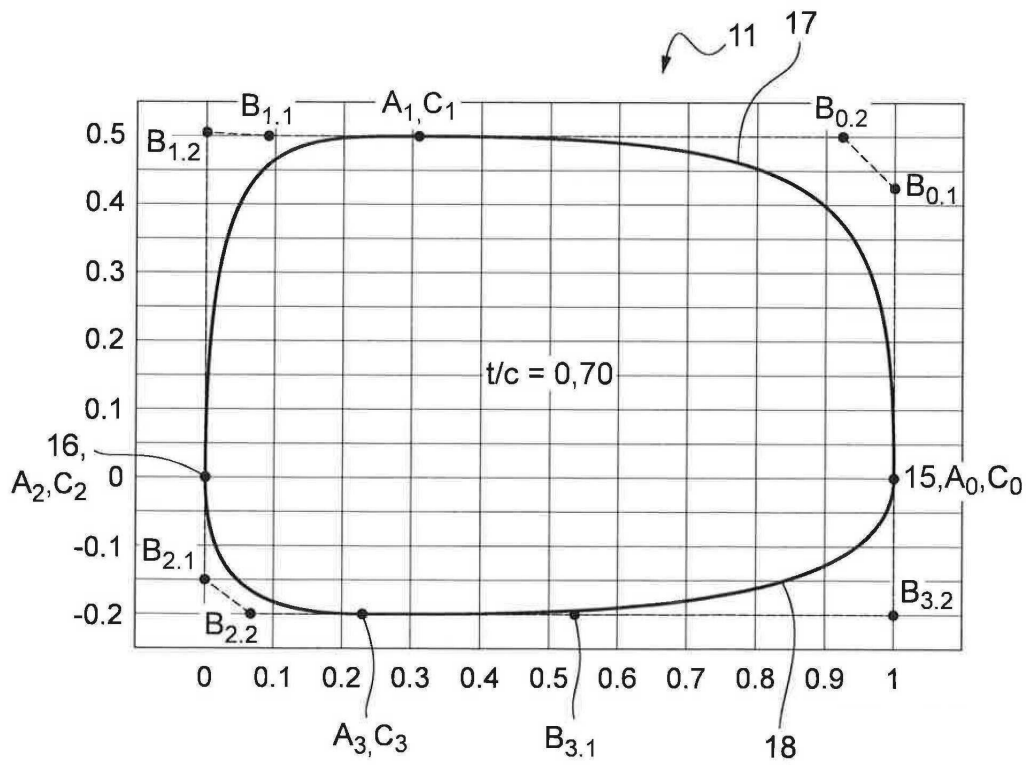
도면12



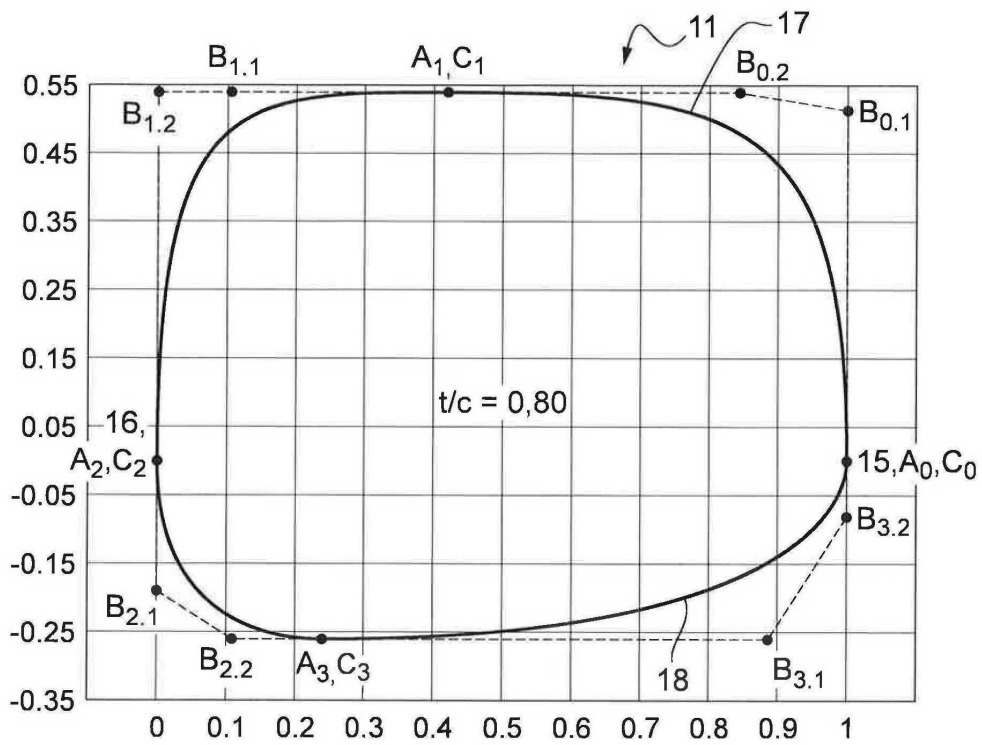
도면13



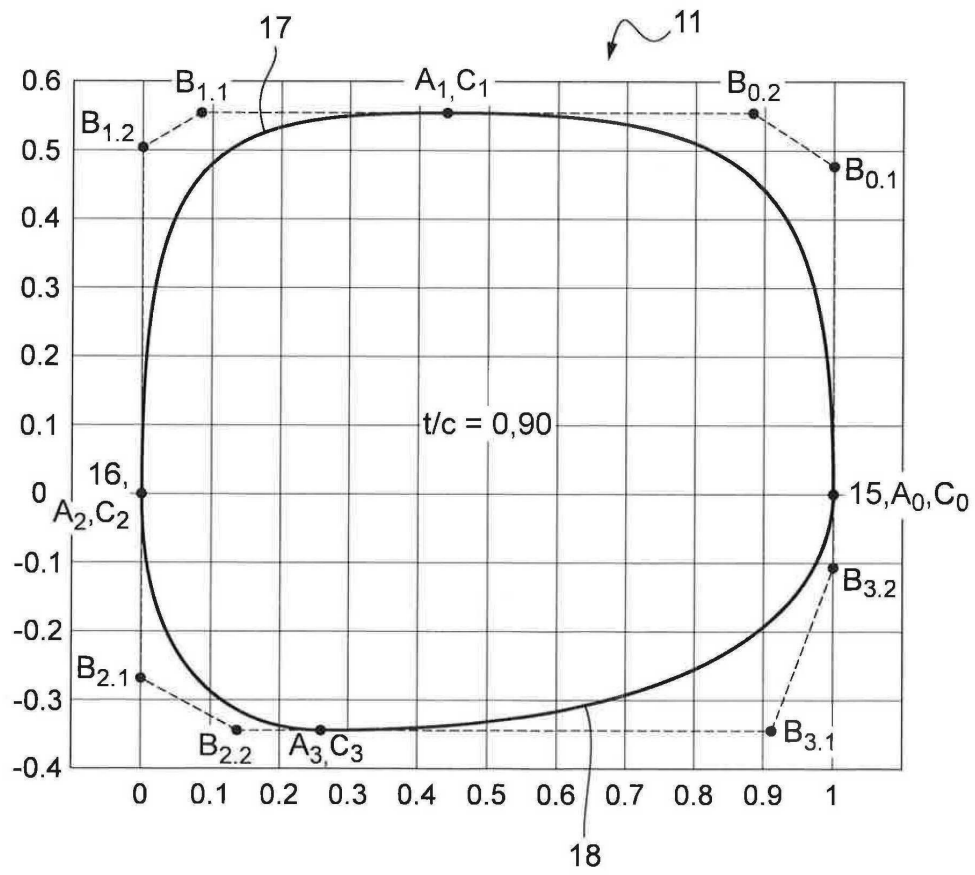
도면14



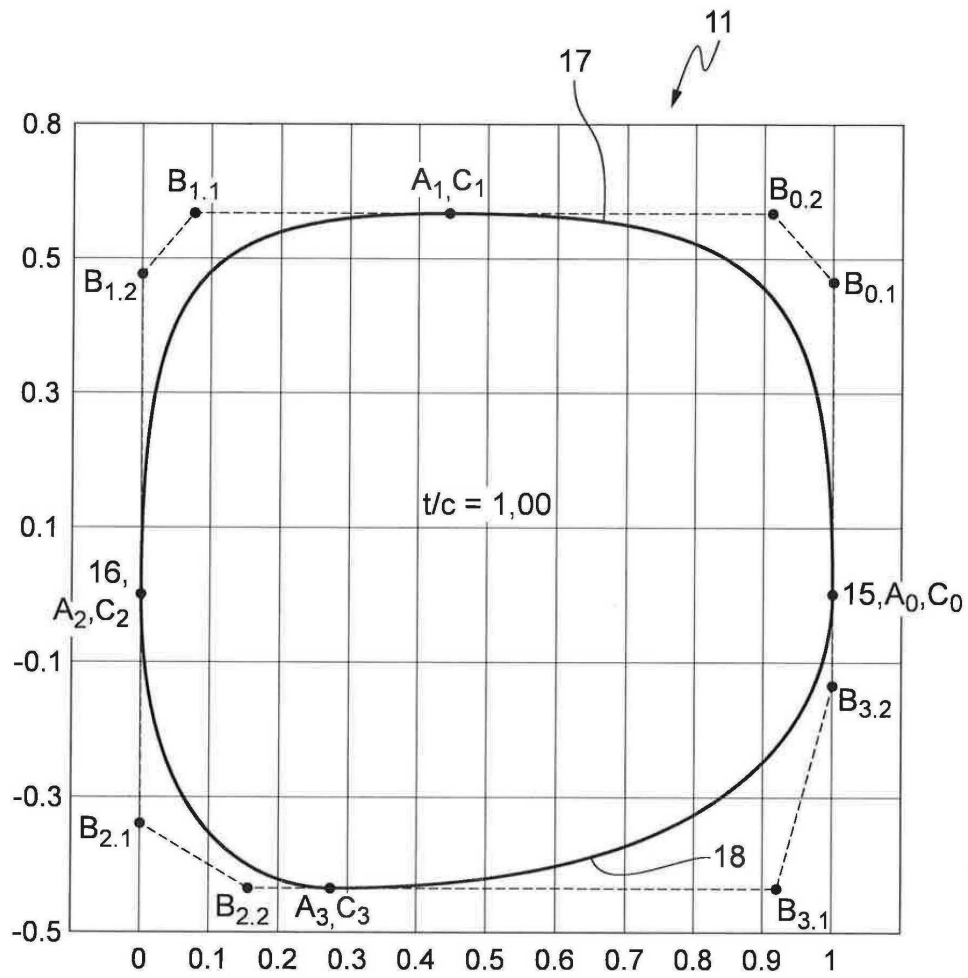
도면15



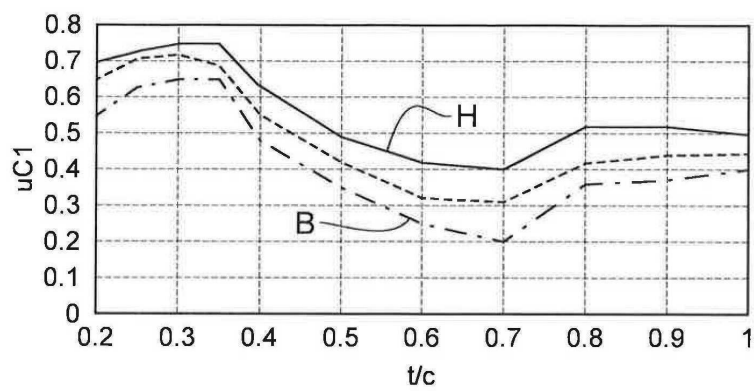
도면16



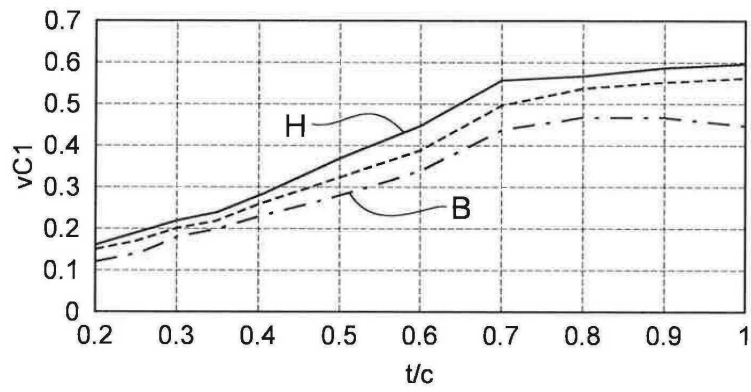
도면17



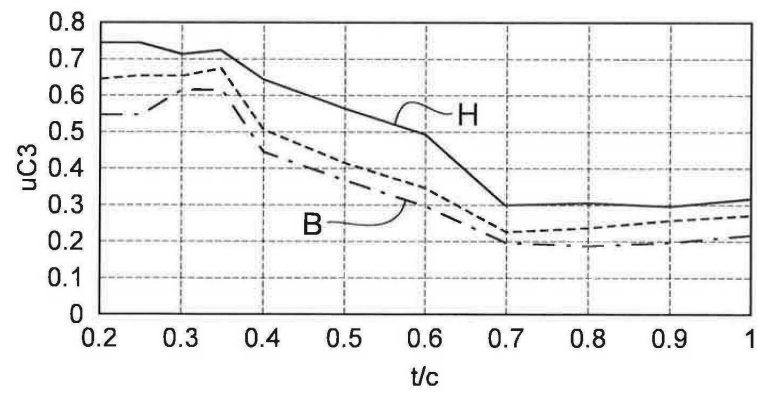
도면18



도면19



도면20



도면21

