

論文

덮개꼬리로터의 형상변화에 따른 공력 특성에 관한 연구

이희동*, 강희정**, 권오준***

Effect of Geometric Variation on Aerodynamic Characteristics of a Shrouded Tail Rotor

H. D. Lee*, H. J. Kang** and O. J. Kwon***

ABSTRACT

In the early stage of helicopter design, an optimal configuration is usually determined after a numerous parametric study about the aerodynamic performance due to geometric variation. In order to improve the aerodynamic performance of a shrouded tail rotor, optimization of the tip clearance gap between blade and shroud, the blade planform shape, and the arrangement of blade spacing is required. In the present study, the aerodynamic performance characteristics of a shrouded tail rotor due to geometric variation was investigated by using an inviscid compressible unstructured mesh flow solver for rotary wings.

초 록

헬리콥터 초기 설계 단계에서는 형상 변화에 따른 공력 성능 변화를 예측하여 최적의 형상을 결정한다. 덮개꼬리로터에서는 공력성능 개선을 위해 블레이드와 덮개사이의 끝단 간극, 블레이드 평면형, 그리고 블레이드 배치의 최적화가 필요하다. 본 연구에서는 비정렬 격자에 기초한 비점성 압축성 로터 유동 해석 코드를 이용하여 설계 초기 기본형상의 덮개꼬리로터에 대해 끝단간극, 블레이드 평면형, 그리고 블레이드 배치 등의 형상변화에 따른 공력 성능을 예측하고 그 특성을 파악하였다.

Key Words : Shrouded Tail Rotor(덮개꼬리로터), Ducted Fan(덕트팬), Aerodynamic Performance Characteristics(공력성능특성)

1. 서 론

일반적으로 로터의 초기 설계 단계에서는 국부적인 형상 변화에 따른 공력 성능 변화를 예측하여 최적의 형상을 결정하게 된다. 형상 변화에 따른 공력 성능은 풍동 또는 지상 시험 장치를

이용하는 실험적인 방법으로 예측 가능하나, 실험적인 방법은 많은 시간과 비용이 요구되어 초기 설계 단계에서 사용하기에는 부적절하다. 그러나 전산유체역학을 이용한 수치 해석은 적은 시간과 비용으로 비교적 정확한 공력 예측이 가능하여 여러 형상에 대한 공력 데이터가 필요한 초기 설계 단계에서 유용하게 사용될 수 있다.

로터가 외부에 노출되어 있는 일반적인 꼬리 로터(open-type conventional tail rotor)와는 달리 덮개꼬리로터(shrouded tail rotor, tail fan, fan-in-fin, or ducted tail rotor)는 기본적으로 덮개(shroud)에 의해 외부 충격에 의한 손상을 막을 수 있고, 고속으로 회전하는 로터에 의한 안

† 2004년 10월 22일 접수 ~ 2005년 3월 10일 심사완료

* 정희원, 한국과학기술원 항공우주공학과 대학원

** 정희원, 한국항공우주연구원

*** 정희원, 한국과학기술원 항공우주공학과

연락처자, E-mail : ojkwon@kaist.ac.kr

대전시 유성동 구성동 373-1

전사고를 예방할 수 있다. 그리고 일반적인 꼬리 로터에 비해 3차원 효과가 적으며, 덮개에 의해 추가적인 추력이 발생되고, 유도 내리흐름(induced downwash)이 일반적인 꼬리로터보다 커 좌측면 비행시 와류고리상태(vortex ring state)에 들어갈 위험성이 작다. 이와 같이 덮개 꼬리로터는 일반적인 꼬리로터에 비해 더 좋은 공력 특성을 가지게 되어 비행시 기동성과 효율성이 뛰어나며, 소음 기본 주파수(noise fundamental frequency)가 높아 거리에 따른 소음 감소량이 크다[1, 2].

덮개꼬리로터의 성능 개선을 위해서는 블레이드와 덮개사이의 끝단간극(tip clearance gap)의 최적화, 필요마력 감소를 위해 블레이드에서 발생할 수 있는 충격파의 최소화, 그리고 소음 저감을 위해 설계된 비균등 블레이드 배치의 최적화가 요구된다.

일반적으로 덮개와 블레이드 끝단 사이에 존재하는 끝단간극에 대한 연구는 대부분 터보기계의 압축기 및 터빈에 대해 이루어지고 있다[3, 4]. 일반적으로 끝단간극에서는 블레이드 위아래의 압력 차이에 의해 발생하는 누설 유동(leakage flow), 벽면의 점성 경계층에 의해 생성되는 이차 유동(secondary flow), 움직이는 블레이드와 벽면사이의 상호작용에 의해 나타나는 유동 등 복잡한 3차원적 유동이 생성되는 것으로 알려져 있으며, 터보기계 분야에서는 높은 효율을 가지는 끝단간극과 그 형상에 대한 연구가 활발히 이루어지고 있다[5, 6]. 그러나 덮개꼬리로터의 끝단간극에 대한 연구는 거의 이루어지지 않고 있으며, 덮개꼬리로터의 끝단간극 변화는 터보기계의 끝단간극 변화와 달리 블레이드 추력뿐만 아니라 덮개에서 생성되는 추력에도 큰 영향을 미치게 된다.

일반적인 꼬리로터의 블레이드 끝단은 천음속 영역에서 운용되며, 블레이드 끝단 부근에서 충격파가 생성될 수 있다. 이러한 충격파는 조파항력(wave drag)을 유발하여 로터의 공력 성능을 크게 저하시키고 소음을 증가시키는 요인이 된다. 끝단속도를 일정하게 유지하면서 충격파에 의한 조파항력을 줄이기 위해 블레이드 끝단에 후퇴각(sweep back angle)을 줄 수 있다. 후퇴각이 있는 로터는 조파항력의 감소에 따라 필요 동력이 감소되는 이득을 얻을 수 있으나, 블레이드에서 발생하는 추력 또한 감소될 수 있다.

덮개꼬리로터는 블레이드 배치에 따라 소음 특성이 달라지며, 일반적으로 로터의 저소음화를 위해 비균등하게 배치된 형태를 가진다. 균등 간

격(even spacing) 로터의 소음 스펙트럼은 BPF(Blade Passing Frequency)와 그 조화주파수로 이루어지나, 비균등 간격(uneven spacing) 로터에서는 소음의 주파수 성분이 BPF와 그 조화주파수 주위의 여러 주파수들로 분산되어 분포한다. 비균등 간격 로터는 균등 간격 로터에 비해 OSPL(Overall Sound Pressure Level)은 동일하나 사람이 귀로 느끼는 A-weighting이나 PNL(Perceived Noise Level)은 낮게 나타나 로터의 저소음화를 위해 사용된다[7].

본 연구에서는 비정렬격자에 기초한 로터 해석용 비점성 압축성 유동 해석 코드를 이용하여 덮개꼬리로터의 공기역학적 성능에 중요한 영향을 미치는 블레이드 끝단간극 변화, 조파 항력의 감소를 위한 블레이드 평면형(planform) 변화, 그리고 소음 저감을 위한 블레이드 배치 변화에 따른 공력 예측을 수행하고 그 특성을 파악하였다.

II. 수치적 기법

본 연구에서는 3차원, 비점성, 압축성 유동을 지배하는 오일러(Euler) 방정식을 비정렬 격자계에서 사용하기 위해 격자 중심 방법의 유한체적법으로 이산화하였으며, 공간에 대해서는 2차 정확도의 Roe 평균값을 이용한 flux-difference splitting 방법[8]을 사용하였다. 시간 적분을 위해서는 내재적 시간 적분법의 하나인 Gauss-Seidel 방법을 사용하였고, 수렴 증진을 위해 국소 시간 전진기법을 적용하였다.

원방 경계 조건으로는 Srinivasan 등[9]이 최초로 고안한 형태인 1차원 운동량 이론과 3차원 흡수원 개념을 이용하여 원방경계에서 흡입 유동과 배출 유동을 정의하였다. 여기서 1차원 운동량 이론은 덮개꼬리로터에 대해 수정하여 원방 경계 조건을 적용하였다[10].

로터의 제자리 비행시 유동장은 주기성을 가지므로, 주기적 경계조건을 이용하여 하나의 주기각 이내의 영역에 대해서만 수치 계산하였다. 주기적 경계조건을 이용하면 계산시간이 단축될 뿐만 아니라 해의 수렴성도 높아진다[11]. 10개의 블레이드를 가지는 덮개꼬리로터의 끝단간극 및 블레이드 평면형의 변화에 따른 공력 해석시는 하나의 블레이드 영역에 대해 계산하였으며, 비균등 간격 로터에 대한 해석에는 주기적 경계조건을 이용하여 다섯 개의 블레이드 영역에 대해 계산하였다. 계산 시간의 단축 및 메모리 제한을 극복하기 위해 코드는 MPI (Message Passing

Table 1. Geometric dimensions of a base shrouded tail rotor

blade	number	10	V_{tip}	209.4 m/s
	R_b	0.57 m	airfoil	NACA23012
	c	0.1 m	twist	-8 deg
shroud	L_d	0.55 m	r_1, r_4	0.15, 0.115 m
	L_{df}	0.35 m	r_5, r_6	0.07, 0.07 m
	R_d	0.85 m	r_7	0.02 m
	α_d	4 deg	δ	0.0057 m
center body	R_c	0.2125 m	L_d	0.55 m
	L_1	0.14 m	r_3	0.0275

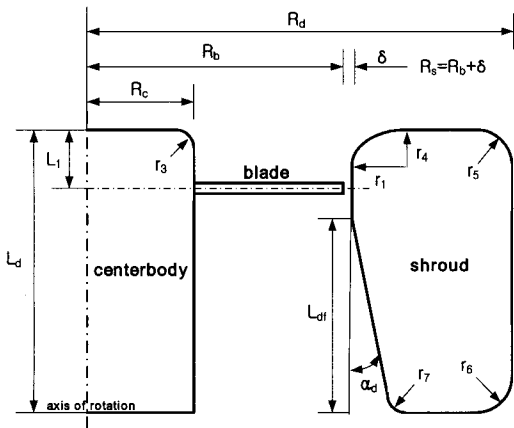


Fig. 1. Base configuration of a shrouded tail rotor

Interface)를 이용하여 병렬화되었으며, 적절한 계산영역의 분배는 MeTiS library를 사용하였고, 계산은 Pentium IV 2.4GHz PC-cluster에서 수행되었다.

III. 결과 및 검토

본 연구에서는 현재 한국항공우주연구원에서 개발중에 있는 반토오크 시스템인 뿃개꼬리로터 형상을 기본형상으로 하여 블레이드 끝단간극, 블레이드 평면형, 그리고 블레이드 배치의 변화에 따른 공력성능 변화를 예측하였다. 계산에 사용된 뿃개꼬리로터 기본형상은 직사각형 평면형을 가지는 10개의 블레이드와 축대칭 형상의 센터바디와 뿃개로 구성되고, 블레이드와 끝단 사이의 간극은 블레이드 반경의 1%이다. 블레이드는 균등한 간격을 가지도록 배치되어있으며, 자

세한 형상정보를 Table 1과 Fig. 1에 나타내었다.

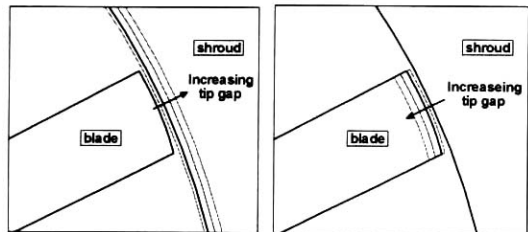
3.1 끝단간극에 따른 공력 변화

끝단간극은 블레이드의 반경(R_b)과 뿃개 내부 반경(R_s)에 따라 결정된다. 블레이드 반경을 일정하게 유지하고 뿃개 내부반경을 변화시켜 끝단간극을 조절하는 경우(case 1)는 블레이드 반경이 고정되어 로터 회전각속도(Ω) 및 블레이드 끝단속도(V_{tip})는 일정하게 유지되나, 뿃개 내부반경이 변화함에 따라 뿃개 표면적과 로터로 유입되는 유동 면적이 변화된다. 뿃개 내부반경은 일정하게 유지하고 블레이드 반경을 변화시켜 끝단간극을 조절하는 경우는 뿃개 내부반경이 고정되어 뿃개 표면적 및 로터로 유입되는 유동 면적은 일정하게 유지되나, 블레이드 반경이 변화함에 따라 로터 회전 각속도(Ω) 또는 끝단속도(V_{tip})가 달라질 수 있다. 로터 회전 각속도를 일정하게 유지하면 블레이드 반경의 변화에 따라 끝단속도가 달라지며(case 2), 끝단속도를 일정하게 유지하기 위해서는 회전 각속도를 조절해야한다(case 3). 이러한 세 가지 방법의 끝단간극 변화에 따른 형상 변화를 Fig. 2와 Table 2에 나타내었다.

세가지 해석 경우 모두 제자리 비행시 운용조건인 콜렉티브 피치각이 45도에 대해 끝단간극(TG, tip clearance gap)을 0.5, 1.0, 2.0, 3.0% R_b 로 변화시키면서 계산하였다. 끝단간극이 증가함에 따른 블레이드 추력(T_b), 뿃개 추력(T_s) 및 전체 추력(T_t)의 변화량을 끝단간극이 1.0% R_b 를 기준

Table 2. Variation of configuration and operating conditions for tip clearance gap adjustment

	TG	R_s	R_b	V_{tip}	Ω
case 1	□□	□□	-	-	-
case 2	□□	-	□□	□□	-
case 3	□□	-	□□	-	□□



(a) case 1 (b) case 2, case 3

Fig. 2. Geometric variation for tip clearance gap adjustment

Table 3. Thrust variation for tip clearance gap adjustment

	TG	T_b	T_s	T_t
case 1	□□	□□(6.7%)	□□(7.6%)	□□(2.8%)
case 2	□□	□□(1.8%)	□□(14.6%)	□□(10.3%)
case 3	□□	□□(1.8%)	□□(11.1%)	□□(6.8%)

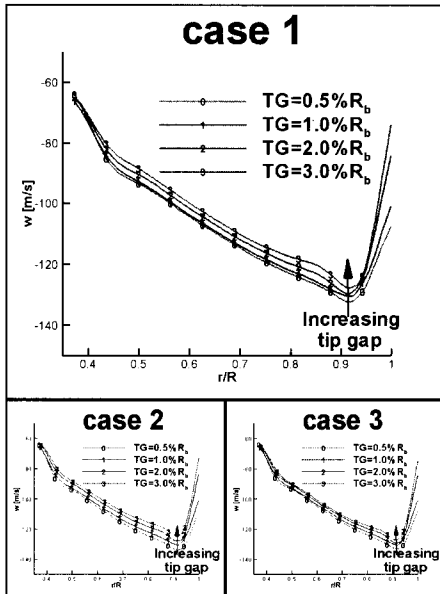


Fig. 3. Radial distribution of downwash below rotor disk plane ($z=-1.0c$)

으로 끝단간극이 3.0% R_b 인 경우의 값으로 Table 3에 나타내었다. 끝단간극이 1.0% R_b 인 기준형상에서 계산된 블레이드 추력, 뒷개 추력, 그리고 전체 추력은 각각 4,317 [N], 5,847 [N], 10,164 [N]이다. 끝단간극이 증가함에 따라 블레이드 추력은 case 1, 3에서는 증가하였고 case 2에서는 감소하였으며, 뒷개 추력은 모든 해석 경우에 대해 감소하였다.

Fig. 3은 세 해석경우에 대해 끝단간극에 따라 로터면 아래($z=-1.0c$)에서의 내리흐름 분포를 원주방향으로 평균하여 나타낸 것이다. 내리흐름 분포는 모든 해석 경우에 대해 끝단간극이 증가함에 따라 감소하는 경향을 나타내고 있다. 제자리 비행시 로터로 유입되는 유동을 정상상태의 축대칭 유동이라 가정하면, 로터를 뒷개(덕트) 내부로 유동을 유입하는 소스(source)로 간주할 수 있으며, 끝단간극의 증가는 소스 세기에 대한 상대적인 덕트 내부 면적의 증가를 의미한다. 이러한 상대적인 덕트 내부면적 증가는 Fig. 3에서와

같이 전반적인 내리흐름의 감소를 초래하여 블레이드 단면에서의 유효받음각을 증가시키고, 유효받음각의 증가는 블레이드 추력이 증가되는 요인으로 작용한다. 전반적인 내리흐름의 감소는 Fig. 4에서 나타나 있는 바와 같이 블레이드 안쪽(inboard)에서 추력을 증가시킨다.

이와 더불어 끝단간극의 증가는 끝단와류의 세기를 증가시켜 끝단영역에서 국부적으로 블레이드 추력을 변화시킨다. 끝단와류 세기의 증가는 뒤이어 오는 블레이드의 끝단 영역에 국부적인 영향을 미치게 되어 Fig. 4에서와 같이 0.95 R_b 이상에서는 상승흐름(upwash)을 발생시켜 블레이드 추력이 증가되며 0.8 $R_b \sim 0.95R_b$ 영역에서는 내리흐름을 증가시켜 추력이 감소된다. 이러한 국부적인 추력의 증감은 case1에서 보다 case 2, 3에서 더욱 두드러지게 나타난다.

내리흐름의 변화뿐만 아니라 블레이드 추력에 영향을 미치는 요인으로 블레이드 표면적과 끝단속도가 있다. 블레이드 표면적은 case 1에서는 끝단간극이 변화함에 따라 동일하나, case 2와 3은 끝단간극이 증가함에 따라 블레이드 반경이 감소하여 표면적이 감소한다. 블레이드 끝단속도는 Table 2에서와 같이 case 2에서만 끝단간극이 증가함에 따라 감소하게 된다. 블레이드 표면적과 끝단속도의 감소는 블레이드 추력이 감소하는 요인으로 작용한다. Case 1에서는 블레이드 끝단간극이 증가함에 따라 전반적인 내리흐름의 감소에 의해 블레이드 추력이 증가하고, case 2에서

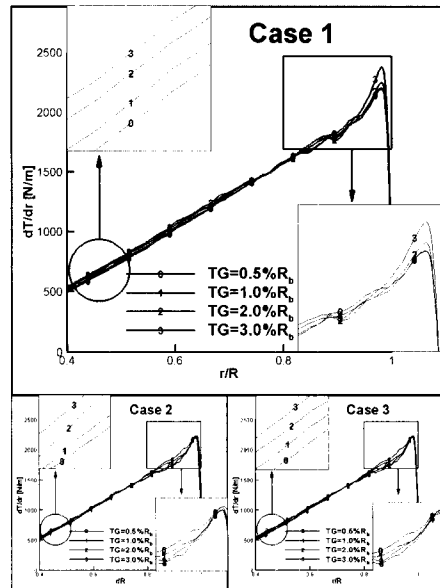


Fig. 4. Radial thrust distribution for tip clearance gap adjustment

는 전반적인 내리흐름은 감소하나 끝단속도와 표면적이 감소하여 블레이드 추력은 약간 감소한다. Case 3에서는 내리흐름뿐만 아니라 표면적도 감소하여 case 1에 비해 증가하는 폭이 미미하다.

Fig. 5는 뿔개 표면을 따른 압력 분포를 원주 방향으로 평균하여 나타낸 것이다. 뿔개 입구 영역(B-C)에서 대부분의 뿔개 추력이 얻어짐을 확인할 수 있으며, 끝단간극이 증가함에 따라 블레이드 끝단 윗면에서 생성된 낮은 압력의 영향이 감소하여 뿔개 입구 영역에서의 압력 강하가 작아지게 된다. 대부분의 뿔개 추력을 발생시키는 뿔개 입구 영역에서의 압력 강하 감소는 모든 해석 경우에 대해 끝단간극이 증가함에 따라 뿔개 추력이 감소되는 요인으로 작용한다. 그러나 case 1은 다른 두 경우에 비해 끝단간극 증가에 따른 뿔개 추력의 감소폭이 작다. 이는 case 1에서의 끝단간극 증가는 뿔개 내부반경의 증가에 의해 이루어지며 내부반경이 증가함에 따라 뿔개 표면적이 증가되기 때문이다.

끝단간극의 변화에 따른 블레이드 및 뿔개 추력의 증감은 끝단간극을 어떤 형태로 변화시키는가에 따라 다르게 나타난다. 블레이드 추력에 영향을 미치는 요인으로는 내리흐름, 끝단속도, 그리고 블레이드 표면적이 있으며, 뿔개 추력에 영향을 미치는 요인은 블레이드 끝단의 윗면에서 생성된 낮은 압력의 영향과 뿔개의 표면적이 있

Table 4. Factors influencing thrust variation for increasing tip clearance gap

		case 1	case 2	case 3
blade	downwash	□□	□□	□□
	surface area	-	□□	□□
	tip speed	-	□□	-
	blade thrust	□□	□□	□□
shroud	blade effect	□□	□□	□□
	surface area	□□	-	-
	shroud thrust	□□	□□	□□
total thrust		□□	□□	□□

다. 끝단간극이 증가함에 따라 이러한 요인들이 어떻게 변화하고 블레이드 추력 및 뿔개 추력은 어떻게 변화하는지를 Table 4에 나타내었다. 끝단간극의 변화는 블레이드 추력 보다 뿔개 추력을 더욱 많이 변화시켜 전체 추력의 변화는 뿔개 추력의 변화에 더욱 지배적인 영향을 받는다.

3.2 블레이드 평면형에 따른 공력 변화

블레이드 끝단에서의 후퇴각을 Fig. 5와 같이 두 가지 방법으로 주어 블레이드 평면형 변화에 따른 공력성능을 예측하였다. Case 4에서는 Fig. 6 (a)와 같이 블레이드 끝단의 0.75R_b에서부터 시위길이는 일정하게 유지하며 후퇴각을 증가시켰으며, case 5에서는 Fig. 6 (b)와 같이 뒷전은 그대로 두고 앞전에서만 후퇴각을 증가시켰다. 즉, case 4는 후퇴각만 있고 테이퍼(taper)는 없는 경우이며, case 5는 후퇴각과 함께 테이퍼도 같이 있는 경우이다.

제자리 비행시 운용조건인 컬렉티브 피치각 45도, 끝단 마하수 0.62에 대해 후퇴각을 0도, 5도, 10도, 그리고 15도로 변화시켜가며 계산을 수행하였다. 계산된 블레이드 추력, 뿔개 추력, 전체 추력, 그리고 토크는 후퇴각이 증가함에 따라 모두 감소하였으며, 후퇴각이 없는 경우를 기준으로 후퇴각이 15도인 경우의 추력 및 토크의 감소량을 Table 5에 나타내었다. 후퇴각이 없는 경우에 비해 후퇴각이 있는 경우는 블레이드 단면으로 들어오는 유동 속도가 후퇴각의 코사인만큼 감소하게 된다. 이는 단면에서 발생하는 양력 및 항력을 감소시켜 블레이드 추력 및 토크가 감소된다. Fig. 7은 블레이드에서 반경방향으로의 추력 분포를 나타내고 있으며, 후퇴각의 증가에 따라 시위길이가 감소되는 case 5가 case 4에 비해 블레이드 끝단부분의 추력이 더욱 큰 폭으로 감소됨을 보이고 있다. 후퇴각이 증가함에 따라 블

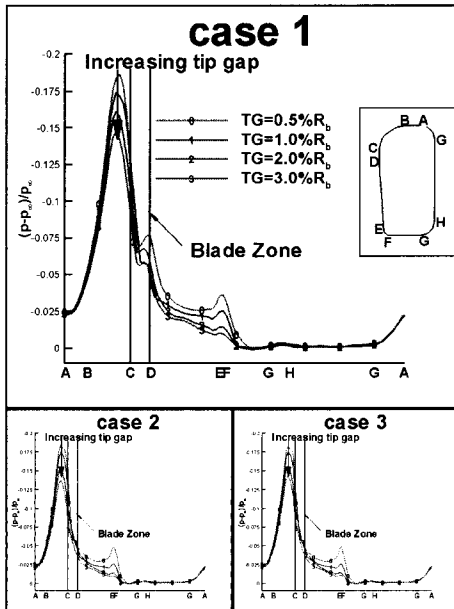


Fig. 5. Static pressure distributions around the shroud

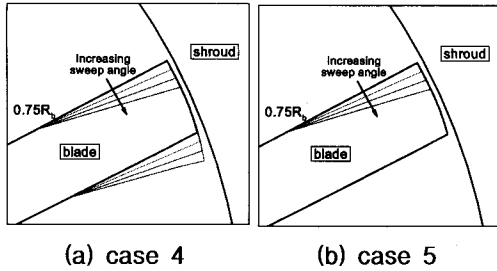


Fig. 6. Geometric variations for increasing sweep back angle

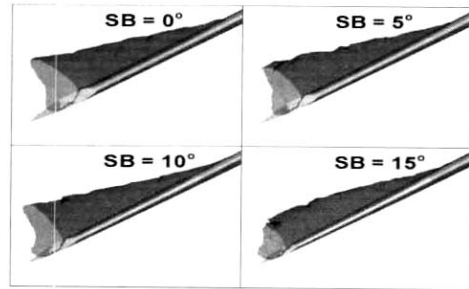


Fig. 8. Sonic surface near the tip region (case 5)

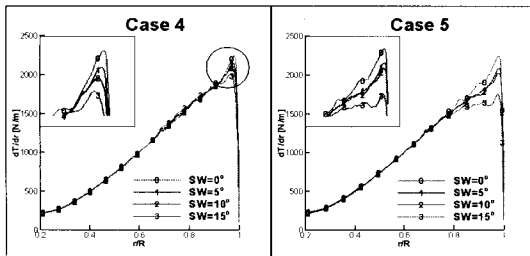


Fig. 7. Spanwise sectional thrust distributions

레이드 끝단 영역에서 단면당 양력이 감소하여 블레이드 윗면의 압력 강하가 적어진다. 블레이드 윗면에서의 압력 강하 감소는 덮개 입구 영역의 압력 강하를 감소시켜, 덮개 추력이 감소하게 된다. 이는 끝단각의 증가에 따른 덮개 추력 감소와 같은 현상이다.

Fig. 8은 블레이드 끝단 영역 윗면에서 생성된 음속면(sonic surface)을 case 5의 경우에 대해 나타낸 것이다. 블레이드 윗면에서 생성된 음속면 외부는 아음속 영역이 되고 음속면 내부는 초음속 영역이 된다. 이러한 음속면의 크기로부터 후퇴각이 증가함에 따라 초음속 영역이 감소됨을 확인할 수 있다. 초음속 영역의 감소는 블레이드 윗면에서 생성되는 충격파 세기의 감소를 의미하고, 충격파 세기의 감소는 블레이드 조파 항력을 감소시켜 로터 필요 동력이 감소하게 된다. 그러나 후퇴각의 증가는 조파 항력의 감소뿐만 아니라 로터 전체 추력을 감소시키므로 적절한 상쇄 연구(trade-off study)가 필요하다.

Table 5. Thrust reductions for increasing sweep back angle

	SB	T_b	T_s	T_t	Q
case 4	□□	□□ (1.1%)	□□ (2.9%)	□□ (2.1%)	□□ (1.4%)
case 5	□□	□□ (2.5%)	□□ (7.3%)	□□ (5.8%)	□□ (5.1%)

3.3 블레이드 배치에 따른 공력 변화

비균등 간격 로터는 소음이 감소되는 이득이 있으나 공력성능이 저하될 수 있으며, 각 블레이드에 따라 다른 공력하중을 받게 되어 구조적 문제를 야기할 수 있다. 블레이드 배치가 비균등한 경우 전체적인 공력 특성을 파악하고 각 블레이드의 비대칭적인 공력하중을 얻기 위해 세 가지 비균등 간격 로터 설계안에 대해 계산을 수행하였다. 비균등 간격 덮개꼬리로터는 마주보는 블레이드 사이각이 서로 일치하는 구조적 대칭을 이루고 있어 10개의 블레이드로 구성되는 비균등 간격 로터는 다섯 개의 사이각으로 블레이드 배치를 나타낼 수 있다. 소음저감을 위해 고안된 세 가지 비균등 간격 로터의 블레이드 배치와 계산을 위해 생성된 물체 표면에서의 격자면 분포를 Fig. 9에 나타내었다. 비균등 간격 덮개꼬리로터는 다섯 개의 블레이드 영역에 대해서만 계산 영역을 정의하여 격자를 생성시켰으며 주기적 경계조건을 이용하여 효율적인 계산을 시도하였다. 비균등 간격 덮개꼬리로터와의 비교를 위해 균등한 블레이드 배치를 가지는 설계 기본형상에 대해서도 다섯 개의 블레이드 영역에 대해 격자를 생성하여 계산하였다.

계산은 제자리 비행시 운용조건인 콜렉티브 피치각 45도, 끝단 마하수 0.62에 대해 수행되었으며, 계산된 블레이드 추력, 덮개 추력, 전체 추력 및 토크를 균등 간격 덮개꼬리로터에 대해 백분율로 Table 6에 나타내었다. 블레이드 배치가 달라졌음에도 불구하고 비균등 간격 덮개꼬리로터의 전반적인 공력성능은 균등 간격 로터에 비해 모두 1%미만으로 거의 동일하게 예측되었다.

균등 간격 로터와 비균등 간격 덮개꼬리로터의 전반적인 공력성능은 거의 차이가 없으나 비균등 간격 덮개꼬리로터는 각 블레이드에서 발생하는 추력이 다르게 나타난다. Fig. 10은 여러 로터 형상에 대해 각 블레이드에서 발생하는 추력

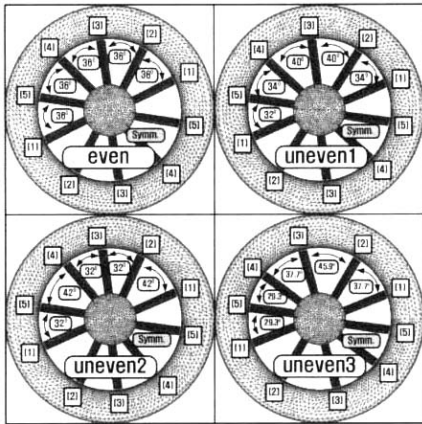


Fig. 9. Blade arrangement of even and uneven spacing shrouded tail rotors

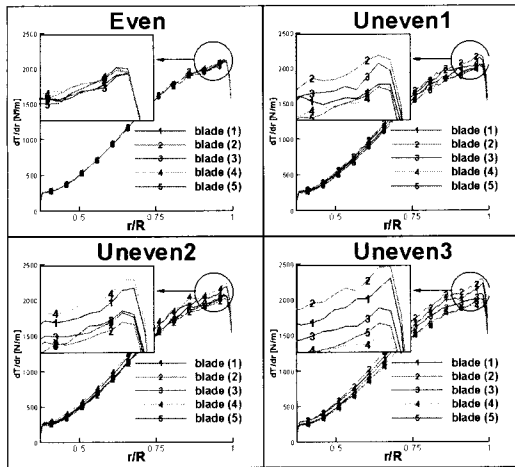


Fig. 10. Thrust distributions of each blade

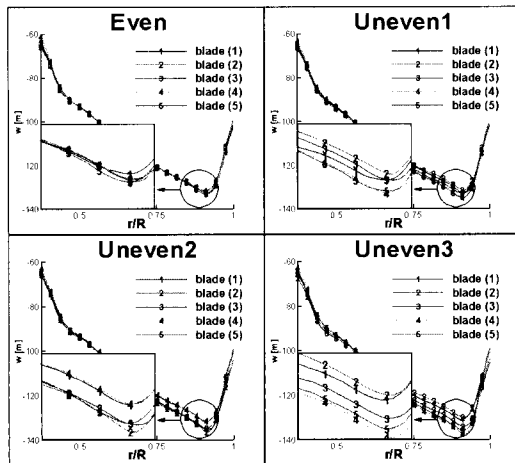


Fig. 11. Downwash distributions at each blade ($z=-1.0c$)

Table 6. Calculated thrust and torque of uneven shrouded tail rotors

	$T_b/T_{b,even}$	$T_s/T_{s,even}$	$T_t/T_{t,even}$	Q/Q_{even}
uneven 1	99.6%	99.7%	99.7%	99.5%
uneven 2	100.4%	99.0%	99.6%	100.0%
uneven 3	100.0%	100.0%	100.0%	99.7%

분포를 나타내고 있다. 각 블레이드에서 발생하는 추력 크기는 블레이드간의 사잇각에 따라 결정된다. 사잇각의 차이가 가장 큰 세 번째 비균등 간격 꼬리로터의 경우 각 블레이드에서 발생하는 추력 차이가 크게 나타나고 있으며, 앞 블레이드와의 사잇각이 가장 큰 (2)번 블레이드에서 가장 큰 추력이 발생한다. 다음으로 (1)번 블레이드와 (3)번 블레이드가 큰 사잇각을 가지는데, 이렇게 동일한 사잇각을 가지는 경우 그 이전 블레이드인 (2)번 블레이드와 (4)번 블레이드가 앞 블레이드와 이루는 사잇각이 크면 더욱 큰 추력을 발생한다. 그러므로 세 번째 비균등 간격 달개꼬리로터(uneven 3)의 경우 (1)번 블레이드가 (3)번 블레이드 보다 더욱 크게 추력을 발생한다. 가장 작은 사잇각을 가지는 (4)번 블레이드와 (5)번 블레이드도 전술한 바와 같은 이유로 (5)번 블레이드가 (4)번 블레이드 보다 더욱 큰 추력을 발생한다. 이러한 추력과 사잇각의 관계는 모든 비균등 간격 달개꼬리로터에서 일관되게 나타난다.

각 블레이드에서 발생하는 추력과 사잇각의 관계는 사잇각에 따른 내리흐름의 크기와 밀접한 관계를 가진다. Fig. 11은 각 블레이드 영역에 대해 로터면 아래($z=-1.0c$)에서의 내리흐름을 원주 방향으로 평균하여 반경방향으로 나타낸 것이다.

Table 7. Relationship between blade thrust and downwash for uneven spacing shrouded tail rotors

uneven 1		uneven 2		uneven 3	
thrust	down-wash	thrust	down-wash	thrust	down-wash
(2)	(2)	(4)	(4)	(2)	(2)
∨	∧	∨	∧	∨	∧
(3)	(3)	(1)	(1)	(1)	(1)
∨	∧	∨	∧	∨	∧
(1)	(1)	(3)	(3)	(3)	(3)
∨	∧	∨	∧	∨	∧
(4)	(4)	(5)	(5)	(5)	(5)
∨	∧	∨	∧	∨	∧
(5)	(5)	(2)	(2)	(4)	(4)

Fig. 10과 Fig.11에서 보는 바와 같이 각 블레이드에서 얻어지는 추력과 내리흐름의 크기는 모든 덮개꼬리로터 형상에 대해 서로 정반대로 나타나며, 이를 Table 7에 정리하여 나타내었다. 내리흐름의 크기가 작아지면 블레이드 단면에서의 유효받음각이 커지고, 유효받음각의 증가는 그 블레이드에서 발생하는 추력을 증가시킨다.

본 연구에서 계산한 비균등 간격 덮개꼬리로터는 전체 공력성능은 균등 간격 덮개꼬리로터와 거의 변하지 않았으나 각 블레이드에서 발생하는 추력은 이전 블레이드와의 사잇각에 따라 그 크기가 결정됨을 확인하였다.

IV. 결 론

덮개꼬리로터의 끝단간극, 블레이드 평면형, 그리고 블레이드 배치의 변화에 따른 공력 변화를 3차원 비점렬격자를 이용한 비점성 압축성 로터 유동 해석 코드를 이용하여 예측하였다.

끝단간극은 블레이드 반경과 덮개 내부반경에 의해 결정되며, 블레이드 간극을 조절하는 방법으로 덮개 내부반경을 변화시키는 경우와 블레이드 반경을 조절하는 경우에 대해 각각 계산을 시도하였다. 끝단간극을 결정하는 방법에 따라 블레이드 추력은 다르게 변화하며 내리흐름, 블레이드 표면적, 그리고 끝단속도 등이 블레이드 추력에 영향을 미치는 것을 확인하였다. 덮개 추력은 블레이드 윗면에서 생성되는 낮은 압력이 덮개 입구 영역의 압력에 영향을 주어 덮개 추력이 변화함을 보였다. 덮개꼬리로터에서의 끝단간극의 증가는 블레이드 추력보다 덮개 추력에 더욱 지배적인 영향을 미치게 됨을 확인하였다. 본 연구에서는 점성의 효과를 배제한 비점성 유동 해석 코드를 이용하여 블레이드 끝단과 덮개에서의 점성경계층 및 충격파, 그리고 끝단와류 간의 복잡한 상호작용을 파악할 수 없었으며, 이에 대한 추후 연구가 필요할 것으로 판단된다.

블레이드 끝단에서의 후퇴각은 끝단영역에서 생성되는 충격파의 세기를 감소시켜 토크가 감소되는 이득을 얻을 수 있으나, 추력 또한 감소되므로 상쇄연구(trade-off study)를 통해 적절한 후퇴각의 선정이 필요하다.

균등 간격 로터와 비균등 간격 로터는 블레이드의 배치와 무관하게 거의 같은 추력과 토크를 나타내었다. 그러나 블레이드 사잇각에 따라 각 블레이드에서 얻어지는 추력의 크기가 다름을 확인하였으며, 이는 사잇각에 따라 내리흐름의 크기가 달라지는 것으로부터 비롯됨을 확인하였다.

본 연구를 통하여 얻어진 형상 변화에 따른 공력 특성 데이터는 초기 설계 단계에서 최적의 형상을 결정하는데 긴요하게 사용될 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원에서 수행중인 "헬리콥터 반 토오크 시스템 기술개발" 민군겸용 기술개발사업에 의한 위탁연구과제 결과의 일부임을 밝히며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) Vuillet A. and Morelli F., "New Aerodynamic Design of the Fenestron for Improved Performance", Proceedings of 12th European Rotorcraft Forum, September 1986.
- 2) Mouille, R. and D'ambra, F., "The Fenestron Shrouded Tail Rotor Concept for Helicopter", Proceedings of 38th American Helicopter Society Annual Forum, May 1986.
- 3) Kang, S. and Hirsch, C., "Experimental Study on the Three-Dimensional Flow Within a Compressor Cascade with Tip Clearance", Journal of Turbomachinery, Vol. 115, No. 3, 1993, pp. 435-452.
- 4) Liu, J. S. and Bozzola, R., "Three-Dimensional Navier-Stokes Analysis of Tip Clearance Flow in Linear Turbine Cascades", AIAA Journal, Vol. 31, No. 11, 1993, pp. 2068-2074.
- 5) Peacock, R. E., "A Review of Turbomachinery Tip Gap Effects - Part 1: Cascades", The International Journal of Heat and Fluid Flow, Vol. 3, No. 4, 1982, pp. 185-193.
- 6) Peacock, R. E., "A Review of Turbomachinery Tip Gap Effects - Part 2: Rotating Machinery", The International Journal of Heat and Fluid Flow, Vol. 4, No. 1, 1983, pp. 3-16.
- 7) Vialle, M. and Arnaud, G., "A New Generation of Fenestron Fan-in-Fin Tail Rotor on EC 135", Proceedings of 19th European Rotorcraft Forum, September 1993.
- 8) Roe, P. L., "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors and Difference

Scheme", *Journal of Computational Physics*, Vol. 43, 1981, pp. 357-372.

9) Srinivasan, G. R., Raghava, V., and Duque, E. P. N., "Flowfield Analysis of Modern Helicopter Rotors in Hover by Navier-Stokes Method", *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 38, No. 3, 1993, pp. 3-13.

10) 이희동, 권오준, 강희정, 주진, "비정렬 격자계를 이용한 헬리콥터 달개 꼬리 로터의 제자리 비행 유동 해석", *한국항공우주학회지*, 제31권, 제5호, 2003, pp. 1-9.

11) 강희정, 권오준, "비정렬 적응 격자를 이용한 로터 정지비행 공력해석", *한국항공우주학회지*, 제28권, 제8호, 2000, pp. 1-7.