

무베어링 로터 허브 형상에 대한 요구도 분석 및 항력 예측

강희정*

Requirement Analysis and Drag Prediction for the Aerodynamic Configuration of a Bearingless Rotor Hub

Hee Jung Kang*

Abstract

The requirement for the aerodynamic hub drag, allocated from the system requirement of development of a bearingless rotor hub, was analyzed and embodied to be substantiated by the methodology assigned from the requirement. Drag prediction for the initial hub configuration was carried out by hand calculation using aerodynamic drag coefficients and the design change about the sectional shape of torque tube was suggested to satisfy the requirement. Finally, drag prediction was performed for the changed hub configuration by using unstructured overset mesh technique and parallel computation and the calculated result satisfied the requirement of the aerodynamic hub drag. It was found that the drag of final hub configuration was also within the range of drag inferred from the trendline of developed helicopter.

초 록

무베어링 로터 허브시스템 개발에서 할당된 공기역학적 허브 항력 요구도를 분석하여, 요구도에서 제시된 방법으로 입증 가능하도록 요구도를 구체화 시켰다. 초기 허브 형상에 대해 공력계수에 기반하여 항력 예측을 수행하였으며, 요구도 충족을 위한 설계 변경안을 제시하였다. 최종 형상에 대해 전산유체역학을 사용하여 항력 예측을 수행하였으며, 그 결과 구체화된 요구도를 만족시킴을 확인할 수 있었다. 또한 기 개발된 헬리콥터의 추세선으로부터 유추할 수 있는 허브 항력의 범위 내에 있음을 확인할 수 있다.

키워드 : 헬리콥터(Helicopter), 무베어링 로터 허브(Bearingless Rotor Hub), 공기역학적 항력(Aerodynamic Drag), 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics), 비정렬 중첩격자(Unstructured Overset Mesh)

1. 서 론

헬리콥터 허브시스템은 블레이드에서 발생된 추력 및 모멘트를 동체에 전달하는 핵심 서브시스템이다. 헬리콥터 비행 시 블레이드는 플랩(flap), 리드래그(lead-lag), 페더링(feathering) 운동을 하게 되며, 블레이드 루트(root) 부위에서는 이들 방향으로 큰 모멘트가 발생하게 된다. 발생된 모멘트는 로터 허브로 전달되는데, 로터 허브에 힌지(hinge)를 도입함으로써 이를 감소시킬 수 있다. 로터 허브는 힌지형태에 따라 그림 1과 같이 시소형(Teetering type), 관절형(Articulated type), 무힌지형(Hingeless type), 무베어링형(Bearingless type) 4가지 형태를 가지게 되는데, 관절형은 플랩, 리드래그, 페더링 방향에 대한 힌지를 모두 가지고 있으며, 무힌지형은 페더링 방향에 대한 힌지가 존재하며, 무베어링형은 힌지가 없는 형태이다. 무힌지형 허브에서 플랩, 리드래그 방향의 힌지는 유연보(Flexbeam)가 역할을 대신하며, 무베어링 허브의 경우 유연보가 플랩,

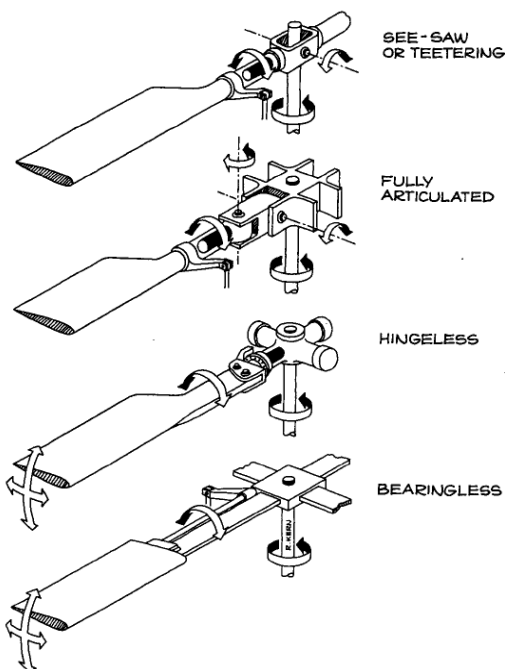


그림 1. The Different Type of Rotor Hub System[1]

리드래그 방향뿐만 아니라, 페더링 방향의 힌지 역할까지 하게 된다.

그림 2와 같이 무베어링 로터 허브의 주요 구성은 힌지역할을 하는 유연보, 피치 조종력을 블레이드에 전달하는 토크 튜브(Torque tube), 지상 및 비행공진을 피하기 위한 리드래그 댐퍼, 이들 구성품과 로터 회전축을 연결시켜주는 로터 허브판(Hub plate)으로 이루어진다. 다른 로터 허브시스템과는 달리 구조적인 단순화로 인해 로터시스템의 경량화, 부품수 감소로 인한 유지보수비 감소, 플랩핑 힌지 읍셋 증가로 인한 조종/응답성 증가, 로터 허브 부분의 공기역학적인 형상이 가능함으로써 로터 항력 감소의 장점이 있어, 세계적으로 중/소형 헬리콥터에 많이 적용되고 있는 실정이다[1]. 특히 힌지가 모두 제거됨으로써 군용 헬리콥터의 경우 취약성 감소의 장점이 있어 경공격 헬리콥터에도 적용되고 있다.

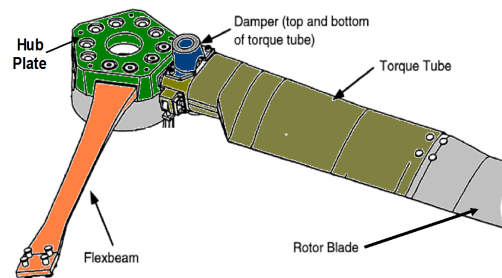


그림 2. Main Components of a Bearingless Rotor Hub

한국항공우주연구원에서는 국내 기술 자립화 및 핵심 원천 기술 확보를 위해, 최대 중량 3,500~7,000lbs급 유/무인 헬리콥터에 장착 가능한 복합재료 무베어링 로터 허브시스템 핵심 기술 개발을 수행하고 있으며, 복합재료 무베어링 로터 허브시스템의 설계, 개발 및 지상시험(구조시험, 휠시험)을 통해 기술 시현을 최종 목표로 삼고 있다.

무베어링 허브시스템 개발 요구도의 주요 성능 지표 중 하나로 공기역학적 허브 항력이 설정되어 있으며, 본 연구에서는 할당된 요구도를 분석하여, 입증 가능한 요구도로 구체화하였다.

초기 로터 허브 형상에 대해 공력계수에 기반한 항력 예측을 수행하고, 요구도 충족여부를 판단하여 형상 변경을 제안하였으며, 결정된 최종 형상에 대해 비정렬 중첩 혼합 격자계에 기반한 전산유체기법을 사용하여 무베어링 로터 허브 형상에 대해 항력을 계산하여 요구도 충족여부를 판단하였다.

2. 요구도 분석

2.1 공기역학적 허브 항력 요구도

무베어링 로터 허브시스템 개발에서 할당된 공기역학적 허브 항력 요구도는 “비행체 항력 중 허브 항력 23%이하”로 설정되어 있으며, 입증방법은 전산유체해석으로 되어 있다[2].

그림 3의 기 개발된 헬리콥터의 중량 대비 전기체 항력 추세선으로부터 5,000~7,000lbs 급 헬리콥터의 전기체 항력은 대략 8~16ft²의 범위에 있음을 알 수 있다[3]. 무베어링 허브 항력 요구도인 전기체 항력의 23%이하를 만족하려면, 허브 항력은 1.84~3.68ft²의 범위에 있어야 한다. 일반적인 헬리콥터의 허브 항력이 전기체 항력의 35% 정도를 차지하므로, 이는 매우 도전적인 수치이다.

입증 방법에서는 일반적으로 정확한 항력 예측은 풍동 시험에 기반하고 있으며, 수치해석 방법은 보조적인 수단으로 사용되나, 전산유체기법을 사용하여 로터, 동체 등 구성품 간의 상대적인 비교는 가능하다고 볼 수 있다. 그러나 요구도를 입증하기 위해서는 전기체 항력을 계산하여야 하므로 주/꼬리 로터 블레이드, 동체, 수직핀, 랜딩기어 등을 포함하는 전기체 형상이 필요하다.

현재 항공기 전체 형상 중 동체형상은 “다목적 회전익기 핵심 기술 연구”과제[4]에서 개념 설계된 형상으로 결정되어 있으나, 그 외의 형상에 대해서는 결정된 형상이 없으므로, 설계된 무베어링 로터 허브 형상에 대해 상기의 요구도를 그대로 입증하기는 어렵다. 따라서 허브 항력 비교 대상을 전기체 형상 항력에서 획득 가능한 동

체 형상 항력으로, 요구도를 구체화하여 입증한다.

2.2 요구도 구체화

할당된 입증 방법인 전산유체기법을 사용하여 요구도를 입증하기 위해서는 허브 항력 비교 대상을 수정하여야 한다.

일반적인 관절형 허브시스템으로 되어 있는 헬리콥터의 구성품별 항력 분포는 표 1과 같다[5]. 항공기 전체 항력 중 동체는 30%, 로터 허브는 35%를 차지하고 있으며, 허브 항력을 동체 항력 기준으로 환산하면, 동체 항력 대비 117%를 차지하고 있음을 알 수 있다.

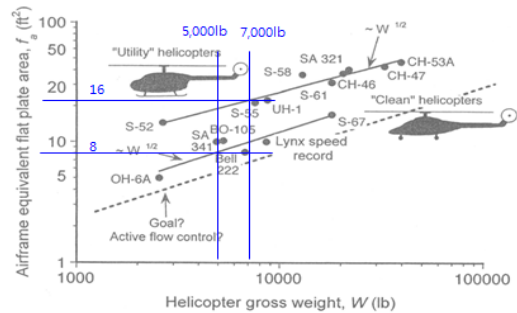


그림 3. Trend of Airframe Drag and Helicopter Gross Weight[3]

표 1. Typical Breakdown of Drag Components of a Representative Helicopter[5]

Component	% of Total
Fuselage	30
Nacelles	6
Rotor hub & shaft	35
Tail rotor hub	4
Main landing gear	6
Tail landing gear	4
Horizontal tail	1
Vertical tail	1
Rotor/Fuselage interference	7
Exhaust system	3
Miscellaneous	3
Total	100

요구도를 충족하기 위해 허브 항력이 감소하면, 항공기 전체 항력도 함께 줄어들게 되므로, 이를 고려하여 로터 허브와 동체의 항력 비를 산출하면 허브 항력은 동체 항력 대비 64.7%를 차지하게 된다.

따라서, “비행체 항력 중 허브 항력 23%이하”의 무베어링 로터 허브의 항력 요구도는 “동체 항력 대비 허브 항력 64.7% 이하”로 구체화시킬 수 있으며, 전산유체기법을 사용하여, 동체와 허브를 모두 포함하여 해석 후 허브 항력을 동체 항력과 비교함으로써 요구도를 입증한다.

항력 계산을 위해서는 대기 조건과 항공기 속도 조건이 결정되어야 하는데, 설계값을 적용한다. 대기 조건은 해면고도, ISA+20℃을 적용하며, 항공기 속도 조건은 Parasite 항력이 최대가 되는 최대 순항 속도 250km/h를 적용한다.

3. 항력 예측

초기 형상에 대한 항력 계산은 빠른 설계 반영을 위해 공력계수에 기반하여 수계산을 통해 수행되었으며, 최종 형상에 대해서는 입증 방법인 전산유체기법을 사용하여 항력 예측을 수행하였다.

3.1. 초기 형상 항력 계산

초기 설계된 무베어링 허브의 형상은 그림 4와 같다. 유연보는 사각형 단면 형상을 가지는 토크 튜브 안쪽에 삽입되어 있으므로, 항력에는 영향을 미치지 않으며, 주요 항력 발생 부품으로

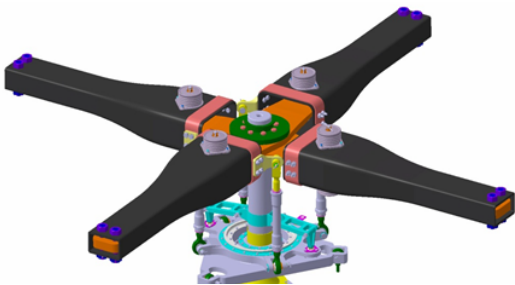


그림 4. Initial Configuration of the Bearingless Rotor Hub

는 토크 튜브와 댐퍼임을 알 수 있다.

초기 형상에 대한 항력 평가는 간단한 수계산(hand calculation)을 통해 수행되었으며, 그림 5와 같이 형상을 단순화시켜, 각각 사각형 단면형상에 대한 항력계수[6]를 이용하여 근사적으로 계산하였다. 허브 구성품 중 댐퍼를 제외하고, 노출된 허브판과 체결 볼트는 무시하였다.

각 섹션별로 계산된 항력을 등가평판면적(Equivalent flat plate area)으로 나타내면 표2와 같다. 토크 튜브의 바깥쪽 부분에 해당하는 sec. C, D 부분이 허브 항력의 62%를 차지하고 있다.

통계적으로 허브 페어링이 없는 경우, 샤프트의 받음각 및 로터 회전수의 관계는 그림 6과 같다[6]. 계산된 허브 항력에 대해 로터 회전과 샤프트의 받음각을 고려하면, 샤프트의 받음각이 작을 경우 큰 변동이 없으므로 본 연구에서는 고려하지 않았으며, 회전하는 로터 허브의 항력은 비회전 대비 약 5%가 증가하므로, 최종적인 허브 항력은 $f=0.3605m^2(=3.88ft^2)$ 으로 산출할 수 있다.

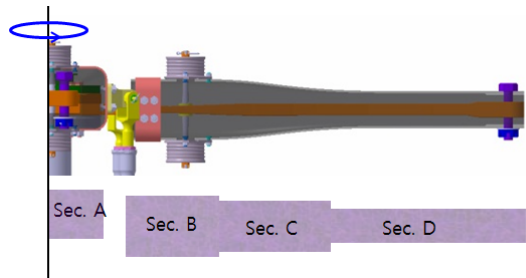


그림 5. Simplified Configuration for Drag Calculation

표 2. Calculated Drag for the Initial Configuration

	a/b*	S (m ²)	Cd	f (m ²)
Sec. A	6.45	0.0219	0.8000	0.0175
Sec. B	1.82	0.0341	1.1581	0.0395
Sec. C	1.75	0.0419	1.2161	0.0509
Sec. D	1.63	0.0423	1.3139	0.0555
Sum				0.2024
Damper		0.0056	0.3500	0.0020
Hub Total Drag				0.3425

* a/b = width/height

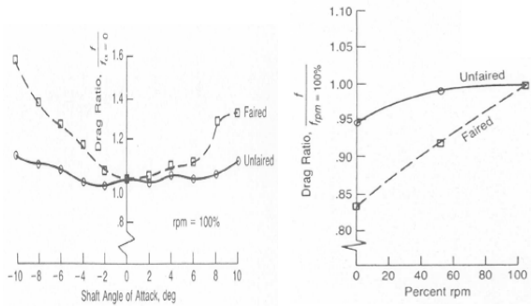


그림 6. Effect of Shaft Angle of Attack and rpm on Hub Drag [7]

3.2. 항력 평가 및 형상 변경

그림 3으로부터 요구도를 만족하기 위한 허브 항력은 $1.84 \sim 3.68 ft^2$ 의 범위에 있어야 한다. 초기 허브 형상에 대해 계산된 허브 항력은 $3.88 ft^2$ 로 요구도를 충족시키지 못한다. 따라서 요구도를 충족시키기 위해서는 토크 튜브의 단면 형상을 수정할 필요가 있다.

허브 항력 중 가장 많은 비중을 차지하고 있는 Sec. C와 D의 단면 형상을 사각형에서 가로세로비가 2:1인 타원형으로 수정할 경우 항력계수는 1.2161, 1.3139에서 0.4[7]로 약 70% 감소하게 된다. 허브 전체 항력은 보수적으로 계산할 경우 $C_D = 0.2324 m^2 (= 2.50 ft^2)$ 으로 초기 허브 형상의 항력 대비 64.4% 수준이 되며, 그림 3의 전기체 항력 추세에서 유추할 수 있는 허브 항력 평균값인 $2.76 ft^2$ 보다도 작은 값을 가지게 되어 요구도를 충족한다고 판단할 수 있다.

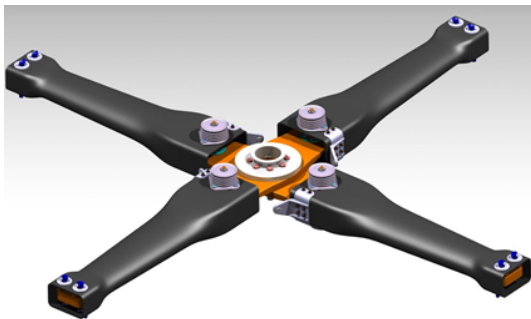


그림 7. The Final Configuration of the Bearingless Rotor Hub

제안된 허브 형상 변경 안을 기본으로 토크 튜브 안에 있는 유연보의 움직임, 블레이드와의 체결부 등에 대해 기구학적, 구조적, 제작성 등을 검토하여 최종적으로 결정된 형상은 그림 7과 같다. 댐퍼 연결 부위와 블레이드 체결 부위를 제외 하고는 토크 튜브의 단면 형상은 가로세로비가 약 1.88:1인 타원형으로 수정되었다.

3.3. 최종 형상 항력 예측

그림 7의 무베어링 로터 허브의 최종 형상에 대한 항력 예측은 비정렬 중첩 혼합격자 기반의 전산유체기법[8, 9]을 사용하여 계산되었다.

3.3.1 수치기법

상대운동이 있는 3차원 유동장을 해석하기 위해 비정상, 점성, 압축성 유동을 지배하는 Navier-Stokes 방정식을 사용하였다. 격자점 중심의 유한 체적법을 적용하였으며, 제어 체적은 메디안-듀얼(median-dual)방법을 사용하여 구성하였다. 비점성항의 플럭스는 Roe의 FDS(Flux Difference Splitting)을 이용하여 계산하였으며, 이차정확도 확보를 위해 최소자승법에 기초한 유동 변수 재구성기법을 사용하고, 비물리적인 수치진동을 억제하기 위해 Venkatakrishan의 기울기 제한자가 적용되었다. 점성 플럭스는 중심차분법을 사용하여 계산하였으며, 유동변수의 1차

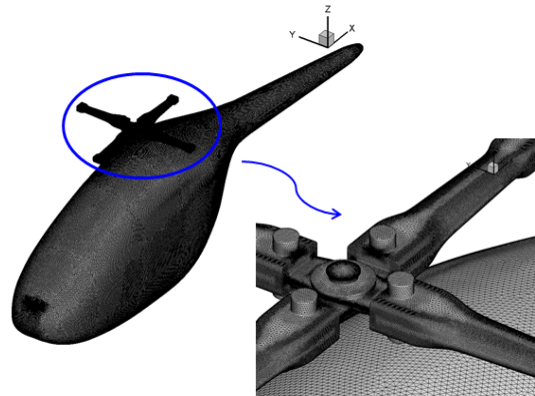


그림 8. Surface Meshes of Fuselage and Hub System

미분값은 Green-Gauss 방법을 이용하여 계산하였다. 난류모델은 Spalart-Allmaras의 1-equation 난류 모델을 사용하였다. 시간전진은 point Gauss-Seidel 방법을 사용하여 내재적으로 계산하였다. 고정된 동체를 중심으로 회전하는 로터 허브의 상대운동을 모사하기 위해 증첩격자방법을 사용하였으며, 계산시간의 절감과 메모리 한계를 극복하기 위해, 수치적 방법들은 영역 분할법을 사용하여 병렬화 하였다. 영역 분할은 MeTiS library를 사용하였고, 각 분할 영역간의 자료 교환은 MPI library를 사용하였다.

3.3.2 해석조건 및 격자

수치해석에 적용된 경계조건으로는 허브와 동체 표면에는 점성 벽면조건을 부여하였고, 허브 반경대비, x, y, z 방향으로 43R, 10R, 13R에 위치하는 원방경계면에는 Riemann Invariant를 사용하는 특성치 경계조건을 부여하였다.

표 3. Mesh Information

	Nodes	Cells	Tetrahedron	Prism	Pyramid	Hexahedron
Main (Fuselage)	3,481,206	13,772,940	10,533,780	3,239,160	-	-
Sub (Hub Part)	5,424,696	16,869,035	9,539,289	7,277,364	12,206	40,176
Total	8,905,902	30,641,975	20,073,069	10,516,524	12,206	40,176

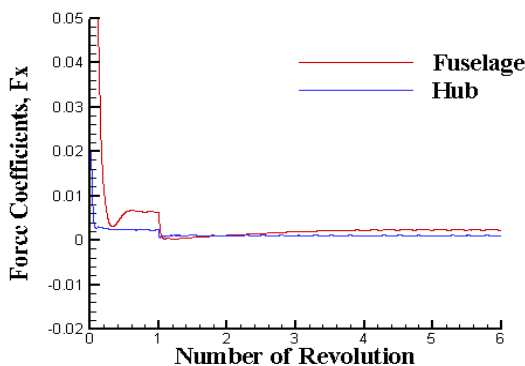


그림 9. Convergence History

증첩격자계는 허브 시스템을 포함하는 서브 격자계와 동체를 포함하는 주 격자계로 구성된다. 격자 의존성 점검을 통해 최종적으로 계산에 사용된 격자계는 표 3과 같다. 점성 계산을 위한 물체 표면에서의 경계층의 프리즘 격자는 1.25의 증가비를 가지고 20개의 격자층이 적층되도록 하였다. 초기 경계층의 격자점 높이는 $y_1 \approx 3 \times 10^{-5}$ 정도의 값을 사용하였으며 계산에 의해 얻어진 Y^+ 의 값은 1.6이하의 값을 가져 유동의 경계층 해석에 적절하다고 판단하였다. 그림 8은 허브와 동체에서의 표면 격자를 보여 준다.

대기 조건은 해면고도, ISA+20°C, 항공기 속도는 최대 순항 속도 250km/h가 적용되었다. 일반적으로 헬리콥터 전진비행 시 동체 피치각은 -2~-3도의 값을 가지므로 본 연구에서는 -2도를 적용하였으며, 이 때, 로터 허브의 축은 동체에 대해 -4.5도 앞으로 기울어져 있으므로, 로터 허브면은 -6.5도의 피치각을 가지게 된다. 로터 허브의 토크튜브는 강체로 모사되었다.

수치해석은 700CPU core를 사용하여 수행되었으며, 그림 9와 같이 로터 4회전 이후에는 항력계수의 변화가 없으므로 총 6회전에 대해 계산을 수행하였다.

3.3.3 해석결과

표 4와 그림 10은 동체와 허브에서의 항력값을 나타낸 것이다. 항력은 마지막 회전에 대해 평균값을 취하여 나타냈다. 뾰족한 형상(Blunt Shape)에서 예측할 수 있듯이, 동체, 허브 모두 압력 항력이 점성에 의한 항력 보다 주요 항력의 인자로 나타나고 있으며, 전체 항력의 95%이상을 차지하고 있다.

허브 항력은 동체 항력 대비 39%에 해당하므로 구체화된 요구도 “동체항력 대비 허브 항력 64.7%이하”는 충족하는 것으로 나타났다. 또한 설계된 허브의 항력은 2.92tf^2 으로 그림 3의 헬리콥터 중량대비 전기체 항력의 추세선으로 부터 유추할 수 있는 허브 항력 $1.84\sim 3.68\text{tf}^2$ 의 범위 내에 있는 것을 확인 할 수 있다.

그림 11, 12는 허브와 동체 표면에서의 등압

표 4. Calculated Pressure and Viscous Drag

	Equivalent Flat Plate Area (m ²)		
	Fuselage	Hub	Total
Pressure Drag	0.6693	0.2732	0.9426
Viscous Drag	0.0300	-0.0020	0.0280
Total	0.6994	0.2712	0.9706

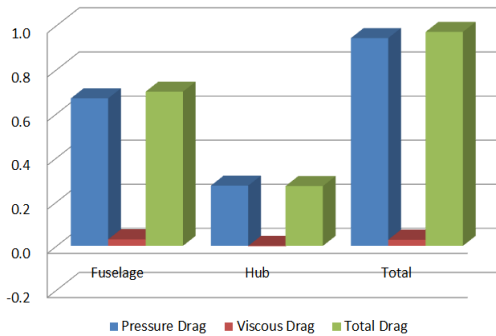


그림 10. Comparison of Fuselage and Hub Drag

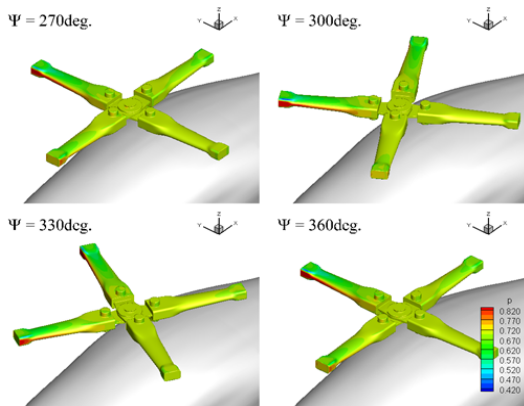


그림 11. Surface Pressure Contours on Hub

력선도를 나타낸 것이다. 로터 회전 속도로 인해 후퇴면 보다 상대적으로 유입류 속도가 큰 전진면에 있는 토크 튜브 상부의 표면 압력이 낮게 나타나고 있으며 유동의 정체점(Stagnation point)이 존재하는 토크 튜브의 앞전에서는 전반적으로 표면 압력이 높게 나타나고 있다. 블레이드 체결 부위인 토크 튜브의 끝단에서도 표면 압력이 높게 나타나는데, 이는 사각형 단면을 가지는 형상

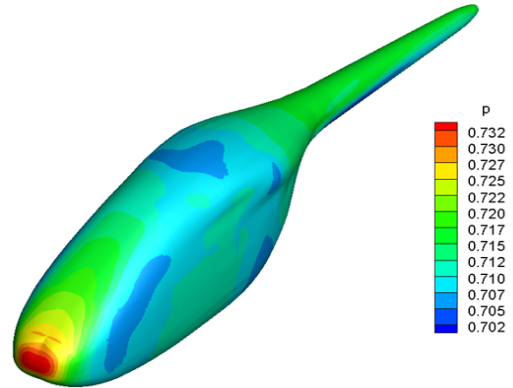


그림 12. Surface Pressure Contours on Fuselage

특성에 기인하는 것으로 볼 수 있으며, 허브항력의 주요 원인이 되고 있다.

본 연구에서는 토크 튜브를 강제운동으로 모사하였으나, 실제 헬리콥터 전진 비행에서는 조종입력으로 사이클릭 피치각이 부가됨에 따라, 토크 튜브도 사이클릭 피칭 운동을 하게 되고, 또한 블레이드가 존재하므로, 토크 튜브의 표면 압력 분포는 일부 달라질 수 있다.

동체 표면의 압력분포에서는 전반적으로 큰 차이를 보이지 않고 있으나, 유동 정체점이 존재하는 동체 앞전 부분에서 압력이 높게 나타나며, 곡률을 가지는 동체 형상으로 인해 상대적으로 일부 낮은 압력을 보이는 부분이 존재한다. 좌우 대칭형인 동체 형상과는 달리, 로터 허브에 가까이 있는 동체 상부에서는 로터 회전에 기인하여 좌우 비대칭의 압력 분포를 보인다.

4. 결 론

무베어링 로터 허브시스템 개발에서 할당된 공기역학적 허브 항력 요구도를 분석하여, 요구도에서 제시된 방법으로 입증 가능하도록 “항공기 전체 항력 중 허브 항력 23%이하”에서 “동체 항력 대비 허브 항력 64.7%이하”로 요구도를 구체화 시켰다.

설계된 초기 허브 형상에 대해 공력계수에 기

반하여 간단한 수계산으로 항력 예측을 수행하였으며, 그 결과 요구도 미충족으로 판단되어, 요구도 충족을 위해 토크 튜브의 일부 단면 형상을 사각형에서 타원형으로 설계 변경을 제시하였다.

제시된 형상 변경안에 대해 기구학적, 구조적으로 검토 후 최종 형상이 결정되었으며, 이에 대해 요구도에서 설정된 입증 방법인 전산유체기법을 사용하여 최종 형상에 대한 항력 예측을 수행하였다. 비정렬 중첩 혼합격자계를 사용하여 항력 예측을 수행하였으며, 계산된 허브 항력값은 구체화된 요구도를 만족하는 것으로 나타났다. 또한 헬리콥터 중량 대비 전기체 항력 추세로 부터 유추할 수 있는 허브 항력 범위 내에 있는 것으로 나타났다.

7. Raymond W. Prouty, Helicopter Performance, Stability, and Control, Krieger Publishing Company, 2002
8. Jung M. S, Kang H. J. and Kwon O. J. "Assessment of Rotor Hover Performance Using a Node-based Flow Solver," Int'l J. of Aeronautical and Space Sciences, vol.8, pp.44-53.
9. 강희정, 김승호 "휠타워 로터 블레이드의 지면 효과," 항공우주기술, 제10권 제2호, 2011, pp.74-81.

후 기

본 연구는 지식경제 기술혁신사업(항공우주부품 기술개발사업) "무베어링 로터 허브시스템 개발"과제의 연구결과 중 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. R. Schindler and E. Pfister, "Impacts of Rotor Hub Design Criteria on the Operational Capabilities of Rotorcraft Systems," AGARD-CP-423, 1987
2. 한국항공우주연구원, "무베어링 로터 허브시스템 개발" 1차년도 보고서, 2011. 5.
3. J. Gordon Leishman, The Helicopter, College Park Press, 2007
4. 한국항공우주연구원, 다목적 회전익기 핵심 기술 연구보고서, UCN 98220, 1999
5. J. Gordon Leishman, Principles of Helicopter Aerodynamics, 2nd edition, Cambridge University Press, 2006, pp. 306
6. The Highways Agency, Design Manual, for Roads and Bridges, Vol. 1 Sec. 3, Part 14, 2001, pp. A/40