

論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.8.655>

무베어링 로터 허브의 공기역학적 항력 예측

강희정*

Aerodynamic Drag Prediction of a Bearingless Rotor Hub

Hee Jung Kang*

ABSTRACT

In this study, aerodynamic drag of a bearingless rotor hub was predicted by computational fluid dynamics methodology using unstructured overset mixed meshes. The calculated results showed that the drag due to pressure forces rather than the viscous drag act as a major factor on both the fuselage and rotor hub, and the drag acting on the torque tube accounted for the largest portion in the hub drag. It was also found the hub drag accounted for 39 ~ 41% of the fuselage drag. Finally, the result confirmed the drag of the designed rotor hub satisfied the requirement of the aerodynamic hub drag by comparing with the drag trend of developed helicopter.

초 록

본 연구에서는 비정렬 중첩 혼합 격자계를 사용하는 전산유체기법으로 무베어링 로터 허브의 공기역학적 항력을 계산하였다. 동체와 로터 허브 모두 점성 항력보다는 압력 항력이 주요 요소로 작용하고 있으며, 토크 튜브의 항력이 허브 항력에서 가장 큰 비중을 차지하고 있음을 확인할 수 있었다. 허브 항력은 동체 항력 대비 39~41%를 차지하는 것으로 나타났다. 최종적으로 개발된 헬리콥터의 항력 추세와의 비교를 통해, 설계된 무베어링 로터 허브의 항력은 요구도를 충족시키는 것으로 확인되었다.

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

1. 서 론

헬리콥터 로터시스템은 크게 블레이드와 허브 시스템으로 분류할 수 있으며, 이 중 허브 시스템은 블레이드에서 발생한 추력 및 모멘트를 동체에 전달하는 핵심 서브시스템이다.

헬리콥터 비행 시 로터 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 허브시스템은 힌지 형태에 따라 시소형(Teetering type), 관절형(Articulated type), 무힌지형(Hingeless type), 무베어링형(Bearingless type) 4가지 형태로 분류할 수 있는데, 관절형은 플랩, 리드래그, 페더링 방향에 대한 힌지를 모두

† 2012년 5월 25일 접수 ~ 2012년 7월 19일 심사완료

* 정희원, 한국항공우주연구원 회전익기술팀

교신저자, E-mail : hkang@kari.re.kr

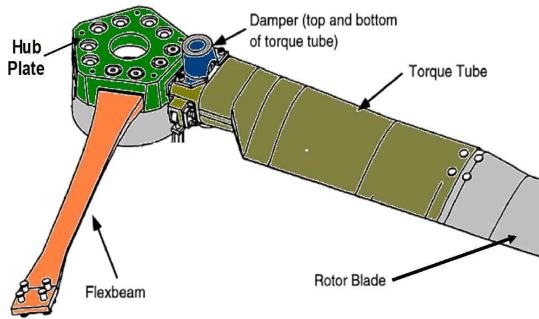


Fig. 1. Main Components of a Bearingless Rotor Hub

가지고 있고, 무힌지형은 페더링 방향만 힌지가 존재하며, 무베어링형은 모든 방향으로 힌지가 없는 형태이다. 무힌지형 허브에서 플랩, 리드래그 방향의 힌지는 유연보(Flexbeam)가 역할을 대신하며, 무베어링 허브의 경우 유연보가 플랩, 리드래그 방향뿐만 아니라, 페더링 방향의 힌지 역할까지 하게 된다.

Fig. 1과 같이 무베어링 로터 허브의 주요 구성은 힌지 역할을 하는 유연보, 피치 조종력을 블레이드에 전달하는 토크 튜브(Torque tube), 지상 및 비행공진을 피하기 위한 리드래그 댐퍼와 이들 구성품을 로터 회전축과 연결시켜주는 로터 허브 판(Hub plate)으로 이루어진다. 다른 로터 허브시스템과 비교할 때, 로터시스템의 경량화, 유지보수비 감소, 조종/응답성 증가, 허브 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 많이 적용되고 있다.

한국항공우주연구원에서는 무베어링 로터 허브에 대한 국내 기술 자립화 및 핵심 원천 기술 확보를 위해, 최대 중량 5,000~7,000lbs급 유/무인 헬리콥터에 장착 가능한 복합재료 무베어링 로터 허브시스템 핵심 기술 개발을 수행하고 있으며, 복합재료 무베어링 로터 허브시스템의 설계, 개발 및 지상시험(구조시험, 훔시험)을 통한 기술 시험을 최종 목표로 삼고 있다.

무베어링 허브시스템 개발의 주요 성능 지표 중 하나로 공기역학적 허브 항력이 설정되어 있으며, 관련 요구도는 “비행체 항력 중 허브 항력 23%이하, 입증방법 전산유체해석”으로 할당되어 있다[2]. 통계적으로 헬리콥터의 허브 항력은 헬리콥터 전체 항력의 35%, 동체 항력은 30%를 차



Fig. 2. The Designed Bearingless Rotor Hub

지하고 있는 것을 볼 때 이는 매우 도전적인 수치이다[3].

본 연구에서는 Fig. 2의 최종적으로 설계된 무베어링 로터 허브 형상에 대해, 비정렬 중첩 혼합 격자계에 기반을 둔 전산유체기법을 사용하여 유동 해석을 수행하였으며, 동체 및 허브 항력을 계산하였다. 동체 형상은 “무베어링 로터 허브시스템 개발”[2]에서 채택된 형상으로 “다목적 회전익기 핵심 기술 연구”[4]에서 개념 설계를 통해 생성된 형상이다.

동체 피치각에 따른 항력 변화, 압력 및 점성 항력 비교를 통해 허브 항력의 비율, 항력의 주요 성분에 대해 고찰하였으며, 무베어링 허브를 구성하는 각 파트별 항력을 조사하여 허브 항력의 기여도를 판별하였다. 최종적으로 계산된 허브 항력의 결과를 헬리콥터 전기체 항력 및 허브 항력의 추세와 비교하여, 무베어링 로터 허브시스템 개발의 공기역학적 허브 항력 요구도 충족 여부를 판별하였다.

II. 수치해석

2.1 유동 해석 코드

로터 허브 및 동체 형상에 대한 유동해석을 수행하기 위해 비정렬 혼합격자 기반의 로터 해석용 유동 해석 코드[5]를 사용하였다. 본 유동 해석 코드는 다양한 해석을 통해 검증되었다[5-8].

본 연구에서 사용한 로터 해석용 유동코드는 Navier-Stokes 방정식을 지배방정식으로 사용하며, 격자점 중심의 유한 체적법을 적용하여 지배방정식을 차분화하였다. 제어 체적은 메디안-듀얼(median-dual) 방법을 사용하여 구성한다.

비점성항의 대류항은 Roe의 FDS (Flux Difference Splitting)을 이용하여 계산되며, 이차 정확도 확보를 위해 최소자승법에 기초한 유동 변수 재구성기법을 사용하고, 비물리적인 수치진동을 억제하기 위해 Venkatakrisnan의 기울기 제한자가 적용되었다. 점성 대류항은 중심차분법을 사용하여 계산하였으며, 유동변수의 1차 미분 값은 Green-Gauss 방법을 이용하여 계산하였다.

난류모델은 Spalart-Allmaras의 1-equation 난류 모델을 사용하였다.

시간 적분은 이차 정확도 Euler 후방 차분에 근거한 내재적 기법을 사용하며, 선형시스템은 point Gauss-Seidel 방법을 사용하여 계산된다.

고정된 동체를 중심으로 회전하는 로터 허브의 상대운동을 모사하기 위해 중첩격자기법[6]을 사용하였으며, 계산시간의 절감과 메모리 한계를 극복하기 위해, 수치적 방법들은 영역 분할법을 사용하여 병렬화 하였다. 해석 격자의 영역분할은 MeTiS library를 사용하였고, 각 분할 영역간의 유동 변수에 대한 자료 교환은 MPI library를 사용하였다.

2.2 해석 조건 및 격자

해석 조건으로 대기 조건은 해면고도, ISA+2 0°C, 항공기 속도는 최대 순항 속도 250km/h가 적용되었다.

Fig. 2의 무베어링 로터 허브 형상에서 볼트류와 피치링크 접합부는 공력에 미치는 영향성이 작을 것으로 판단되어, 계산 효율성을 위해 해석 형상에서는 제외되었다.

허브 항력 계산을 위한 격자계는 Fig. 3과 같이 로터 허브를 포함하는 부 격자계와 동체를 포함하는 주 격자계로 구성된다. 수치해석에 적용된 경계 조건으로는 허브와 동체 표면에는 점성 벽면 조건을 부여하였고, 주 격자계의 원방 경계

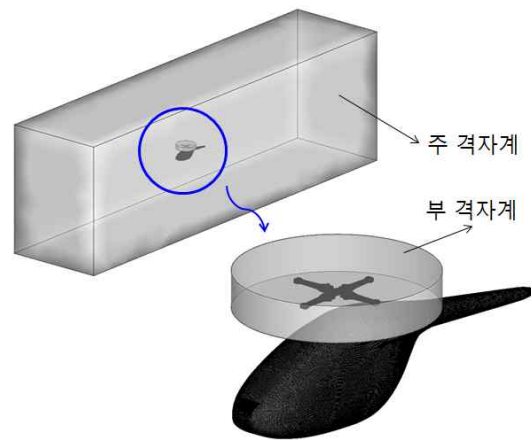


Fig. 3. Main and Sub Meshes for the Drag Prediction

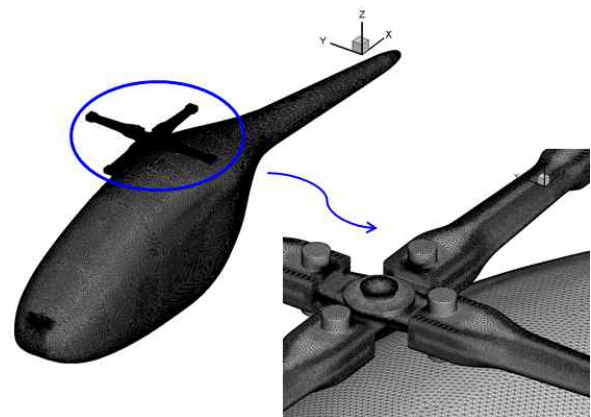


Fig. 4. Surface Meshes on the Fuselage and the Rotor Hub

면에는 Riemann Invariant를 사용하는 특성치 경계조건을 부여하였다. 원방 경계면은 허브 반경대비, x, y, z 방향으로 43R, 10R, 13R에 위치하고 있다. 주 격자계와 중첩되는 부 격자계의

Table 1. Mesh Information for the Check of Mesh Dependency

			1st	2nd	3rd	4th
Volume	Cells	Fuselage	8,494,505	10,139,559	11,510,570	13,772,940
		Hub	13,380,612	14,926,747	14,926,747	16,869,035
		Total	21,875,117	25,066,306	26,437,317	30,641,975
	Nodes	Fuselage	1,903,268	2,377,221	2,788,091	3,481,206
		Hub	4,377,213	4,856,295	4,856,295	5,424,696
		Total	6,280,481	7,233,516	7,644,386	8,905,902
Surface Faces		Fuselage	64,264	91,882	117,318	161,958
		Hub	298,664	329,884	329,884	363,968
		Total	362,928	421,766	447,202	525,926

Coarse ← → Fine

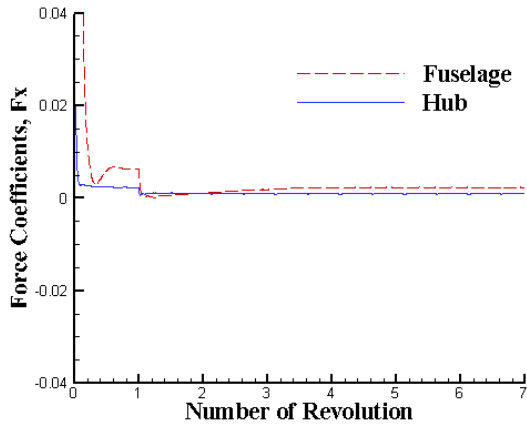


Fig. 5. Convergence History

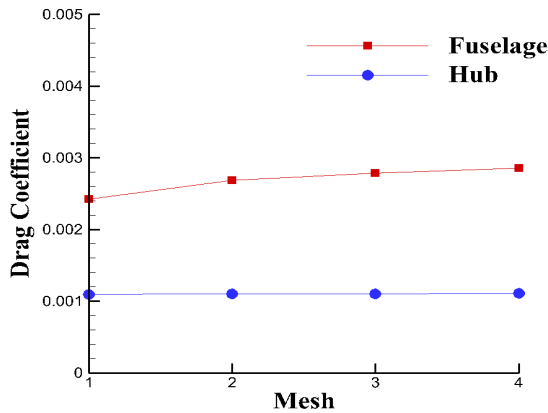


Fig. 6. Mesh Dependency of the Drag

원방 경계면은 허브 중심으로부터 2R에 위치하고 있다.

Fig. 4는 허브와 동체에서의 표면 격자를 보여 준다. 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.

2.2.1 격자 의존성 및 수렴성

수치 해석은 총 700개의 CPU를 사용하여 수행하였으며, Fig. 5의 로터 회전수에 따른 항력 수렴성에서 확인할 수 있듯이, 로터 3회전 이후에는 변화가 없으므로 총 7회전에 대해 계산을 수행하였다. 초기 1회전에서의 변화는 공간정확도가 1차에서 2차로 변경되었기 때문이다. 동체와 허브의 항력은 로터 회전수 중 마지막 1회전

Table 2. Calculated Drag with Various Pitch Angle of the Fuselage

AOA (deg.)	Equivalent flat plate area, f (m ²)			
	Fuselage	Hub	Total	Hub/Fuse.
2	0.6044	0.2485	0.8529	41.1%
0	0.6478	0.2569	0.9047	39.6%
-2	0.6970	0.2710	0.9680	38.9%
-4	0.7542	0.2929	1.0471	38.8%

에 대해 평균값을 취하여 구하였다.

격자 의존성 점검을 위해 초기 600만개의 격자점을 포함하는 성긴 격자부터 890만개의 격자점을 포함하는 조밀한 격자까지 4종류의 격자계에 대해 해석을 수행하였으며, 격자계의 정보는 Table 1과 같다.

각 격자계에 대한 항력 해석 결과는 Fig. 6과 같다. 초기 성긴 격자에서 조밀한 격자로 갈수록 항력 계수값의 변화량은 줄어들고 있다. 동체 항력 계수의 변화량은 초기 10%에서 격자가 조밀해 질수록 3%이내의 변화량을 보이고 있으며, 허브 항력은 격자계에 따라 변화량이 1% 미만으로 변화가 거의 없는데 이는 초기 격자계가 충분히 조밀하기 때문이다. 따라서 격자 의존성이 가장 작다고 볼 수 있는, 마지막 격자계를 최종 해석 격자계로 선택하였다.

2.3 동체 피치각에 따른 항력 비교

최종 격자계에 대해 동체 피치각 -4 ~ 2도까지 4가지 경우에 대해 수치해석을 수행하였다. Table 2는 동체 피치각에 따른 항력 계산 결과를 나타낸 것이다. 동체와 허브의 항력 상호비교를 위해 등가 평판 면적(Equivalent flat plate area)으로 나타내었다.

동체의 받음각이 작을수록 동체 항력, 허브 항력은 모두 증가하고 있으나, 동체 항력 대비 허브 항력의 비율은 41.1%에서 38.8%로 감소하고 있다. 이는 받음각이 작을수록 허브 항력 증가율보다 동체 항력 증가율이 더 크기 때문이며, 동체 형상의 특성에 기인한다.

일반적으로 항력은 압력 항력과 점성 항력으로 구분할 수 있으며, Fig. 7과 Fig. 8에 동체 피치각에 따른 동체와 허브의 압력 및 점성 항력을 나타내었다. 동체 피치각이 증가함에 따라 동체 및 허브 모두 압력 항력은 감소하고 있으며, 점

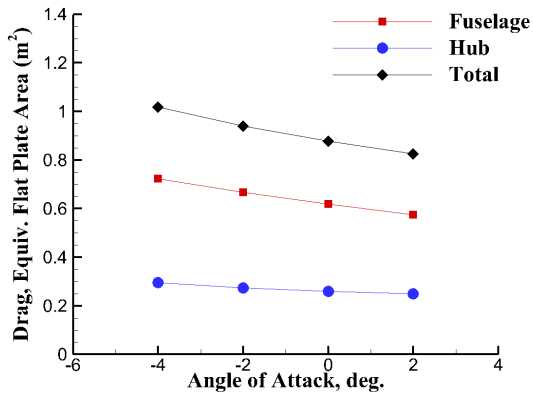


Fig. 7. Pressure Drag on the Fuselage and the Rotating Hub

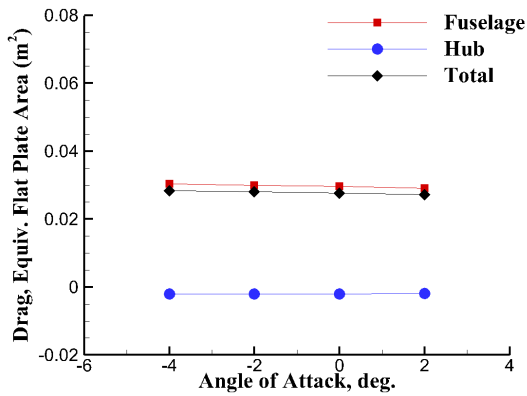


Fig. 8. Viscous Drag on the Fuselage and the Rotating Hub

성 항력도 동일한 경향을 보이고 있으나, 그 변화량은 미세하다. 압력 항력에 있어, 동체의 압력 항력 변화보다 허브의 압력 항력 변화가 작게 나타나는데, 이는 허브의 경우 회전하고 있기 때문에, 동체 피치각의 변화에 따른 유동의 유입 각도 효과가 허브에서는 상대적으로 작게 나타나기 때문이다. 동체의 경우 압력 항력은 전체 항력 대비 95 ~ 96%를 차지하고 있으며, 동체와 허브 모두 포함한 경우에는 전체 항력 대비 약 97%를 차지하고 있다.

2.4 항력 분포

허브를 구성하는 각 파트별 항력 기여도를 분석하기 위해, Fig. 9와 같이 허브 판(Hub plate), 댐퍼(Damper), 토크 튜브(Torque tube), 블레이드가 체결되는 토크 튜브 옆면(TT side)으로 구분하여 항력을 계산하였다.

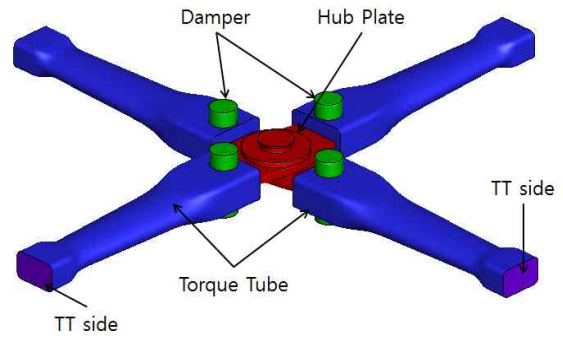


Fig. 9. Main Parts of the Bearingless Rotor Hub

Table 3. Drag on Each Hub Part

AOA(deg.)	Hub Drag (Equivalent Flat Plate Area, m ²)				
	Hub Plate	Torque Tube	Damper	TT Side	Total
2	0.0063	0.1788	0.0227	0.0407	0.2485
0	0.0066	0.1856	0.0229	0.0419	0.2569
-2	0.0061	0.1996	0.0218	0.0435	0.2710
-4	0.0063	0.2154	0.0230	0.0482	0.2929

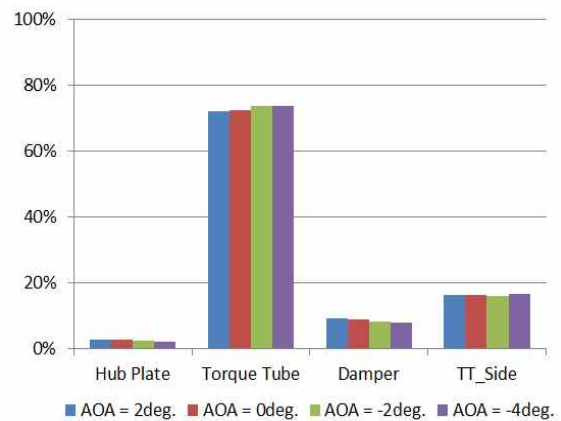


Fig. 10. The Drag Ratio of Each Hub Part

허브의 각 파트별 항력은 Table 3, Fig. 10과 같이 허브 판 3%, 댐퍼 8 ~ 9%, 블레이드 체결 부위는 16%를 차지하고 있으며, 토크 튜브는 72 ~ 73%로 허브 항력의 주요 요소로 작용함을 알 수 있다. 이러한 분포는 동체의 피치각에 관계없이 동일한 경향을 보이고 있다.

토크 튜브의 항력이 가장 큰 이유는 허브를 구성하는 파트 중 가장 큰 면적(frontal area)을 차지하고 있을 뿐만 아니라, 토크 튜브의 앞전(leading edge)에서 유동 정체점(Stagnation

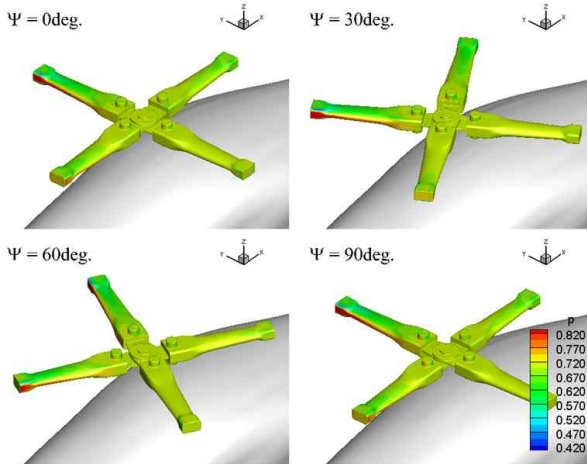


Fig. 11. Surface Pressure Contours on the Rotating Hub at AOA = -2 deg.

point)이 존재함으로써 압력이 높게 나타나기 때문이다. 특히 블레이드가 체결되는 토크 튜브의 끝단은 유동 흐름과 수직하게 사각형 단면 형상을 가짐으로 인해 높은 표면 압력이 상대적으로 넓게 분포하고 있으며, 항력의 주요 원인으로 작용하고 있다. 이러한 현상은 허브 표면에서의 압력 분포를 나타낸 Fig. 11로부터 확인할 수 있다.

로터 회전 속도로 인해 후퇴면 보다 상대적으로 유입류 속도가 큰 전진면에 있는 토크 튜브 상부의 표면 압력이 낮게 나타나고 있으며, 토크 튜브의 끝단과 동일한 형태의 사각형 단면을 가지는 안쪽 부위에서는 작은 회전 반경으로 인해 상대적으로 유입류 속도가 작으므로 높은 압력 분포를 보이지는 않는다.

허브에 블레이드가 체결되는 실제 형상을 고

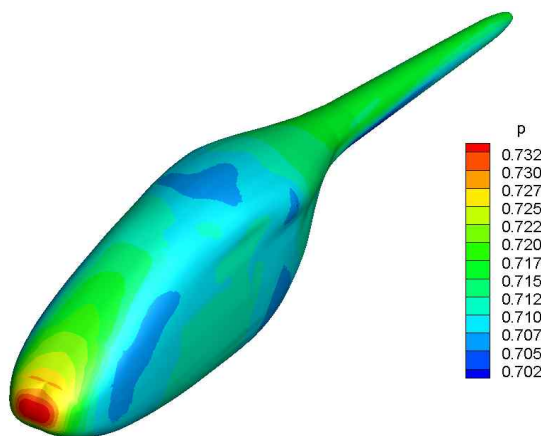


Fig. 12. Surface Pressure Contours on the Fuselage at AOA = -2 deg.

려한다면, 토크 튜브 옆면(TT side)이 존재하지 않으므로, 실제 허브 항력은 계산된 허브 항력보다는 작을 것으로 판단되며, 블레이드가 체결됨으로써 인해 블레이드와 토크 튜브간의 간섭 항력(Interference drag)은 존재할 것으로 판단된다.

허브 항력을 추가적으로 줄이기 위해서는 가장 많은 항력을 차지하고 있는 토크 튜브의 항력을 줄이는 것이 필요하며, 이를 위해서는 사각형 단면을 가지는 블레이드 체결 부위와 댐퍼 체결 부위, 즉 토크 튜브의 끝단과 안쪽 부위의 단면 형상을 사각형에서 타원형으로 수정하는 것이 적절하다.

Fig. 12는 동체 표면에서의 압력 분포를 나타낸 것이다. 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 허브와 근접한 동체 상부에서는 로터 회전에 기인하여 좌우 비대칭의 압력 분포를 보인다.

2.5 허브 항력 평가

일반적으로 헬리콥터 전진 비행 시 동체 피치 각은 -2~-3도 범위에 있으며, 본 연구에서는 동체 피치각 -2도에서의 항력값을 선택하여 무베어링 로터 허브시스템 개발에서의 공기역학적 허브 항력 요구도 “비행체 항력 중 허브 항력 23%이하”의 충족 여부를 판단하였다.

Fig. 13의 헬리콥터 중량 대비 전기체 항력 추세선 으로부터 5,000 ~ 7,000lbs 급 헬리콥터의 전기체 항력은 대략 8 ~ 16ft²의 범위에 있음을 알 수 있다[9]. 따라서 무베어링 로터 허브 항력 요구도를 충족하기 위해서는 허브 항력이 1.84 ~ 3.68ft²의 범위 내에 있어야 하며, 본 연구를 통해 계산된 허브 항력은 2.92ft²(=0.2710m²)이므로 요구도 충족을 확인할 수 있다.

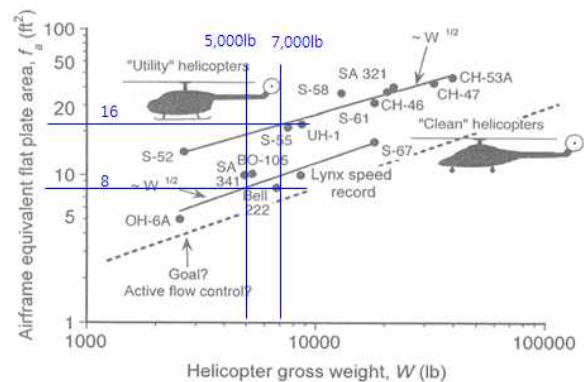


Fig. 13. Trend of Airframe Drag With Helicopter Gross Weight[9]

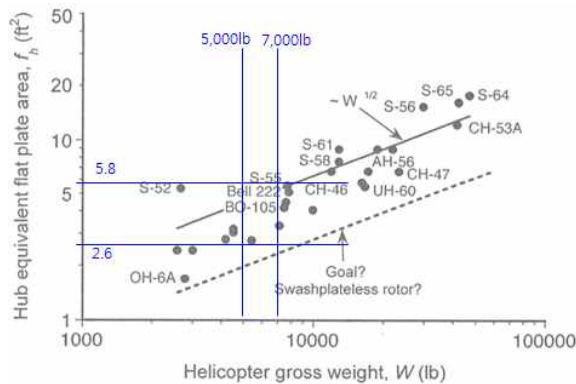


Fig. 14. Trend of Rotor Hub Drag With Helicopter Gross Weight[9]

또한 Fig. 14의 허브 항력 추세와 비교를 하면 5,000~7,000lbs 급 헬리콥터의 허브 항력은 약 2.6~ 5.8ft²의 범위에 있으며[9], 설계된 허브의 항력은 추세의 낮은 범위 값에 속하는 것을 알 수 있다. 관절형 허브시스템 대비 부품수 감소로 인해 형상 단순화를 이룰 수 있으며, 이를 통해 허브 항력이 감소되는 무베어링 허브시스템의 특성이 반영된 것으로 판단된다.

III. 결 론

설계된 무베어링 로터 허브시스템에 대해 비정렬 중첩 혼합 격자계를 사용하는 전산유체기법으로 유동 해석을 수행하였으며, 동체 및 허브 항력을 계산하였다.

허브 항력은 동체 항력 대비 동체 피치각에 따라 약 39 ~ 41%를 차지하고 있으며, 점성 항력보다는 압력 항력이 대부분을 차지하는 것을 확인할 수 있었다. 무베어링 허브를 구성하고 있는 각 파트별 허브 항력 기여도 조사를 통해 허브 항력 중 토크 튜브 항력이 가장 많은 비중을 차지하고 있으며, 허브 판이 가장 작은 비중을 차지하고 있는 것으로 나타났다.

계산된 허브 항력은 무베어링 로터 허브시스템 개발의 공기역학적 허브 항력 요구도 “전기체 항력 대비 23%이하”를 충족하는 것으로 나타났으며, 기존 헬리콥터의 허브 항력 추세와 비교하였을 때 무베어링 로터 허브시스템의 허브 항력 감소의 특성이 잘 반영 된 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 지식경제 기술혁신사업(항공우주 부품 기술개발사업) “무베어링 로터 허브시스템 개발”과제의 연구결과 중 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- 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 허브 시스템 개발” 1차년도 보고서, 2011. 5.
- 3) J. Gordon Leishman, Principles of Helicopter Aerodynamics, 2nd edition, Cambridge University Press, 2006, pp. 306
- 4) 한국항공우주연구원, “다목적 회전익기 핵심 기술” 연구보고서, UCN 98220, 1999
- 5) 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, No.2 2007, pp.44-53.
- 6) Jung, M. S. and Kwon O. J., "A Parallel Unstructured Hybrid Overset Mesh Technique for Unsteady Viscous Flow Simulations," the International conference on Parallel computational Fluid Dynamics, ParCFD 2007-024, 2007
- 7) Lee, H. D., Yu, D. O, Kwon, O. J. and Kang, H. J., "Numerical Investigation of Aerodynamic Interference in complete Helicopter configurations," Int'l J. of Aeronautical and Space Sciences, Vol.12, No.2, 2011, pp.190-199.
- 8) 강희정, 김승호, “윙타워 로터 블레이드의 지면효과,” 항공우주기술 제10권 제2호, 2011, pp. 74-81.
- 9) J. Gordon Leishman, The Helicopter, College Park Press, USA, 2007