

동축반전형 로터-푸셔 헬리콥터의 수평비행 트림 방안 도출 및 해석

권순용^{1,†} · 이주현¹¹한국항공우주산업 헬기체계해석팀

Trim Analysis of Coaxial Rotor-Pusher Helicopter in Level Flight

Sun-Yong Kwon^{1,†}, Juhyun Lee¹¹Rotorcraft System Analysis Team, Korea Aerospace Industries, LTD.

Abstract

Recent studies on future helicopter have been carried out in various means to overcome performance limitation of a conventional helicopter. Future helicopter compromises of forefront technical features incorporating a co-axial rotor, pusher propellers, and control surfaces to better provide lift and thrust, thus, allowing a future helicopter to differentiate itself from a conventional helicopter regarding to flight performance. To investigate flight characteristics of a Coaxial Rotor-Pusher Helicopter during level flight as its primary flight maneuver, aircraft modeling was performed utilizing FLIGHTLAB. The generated model was then used to examine the blade tip Mach number, lift-offset, and control surface's influence on the aircraft's flight characteristics during level flight.

초 록

최근 일반적인 헬리콥터의 성능 한계를 넘어서기 위해 미래형 헬리콥터에 관한 연구가 활발히 이루어지고 있다. 미래형 헬리콥터는 부가적인 양력 및 추력을 발생시키기 위해 동축반전형 로터나 푸셔 프로펠러, 주익 등을 적용하여 일반적인 헬리콥터와 다른 비행 특성을 가진다. 이에 본 연구에서는 헬리콥터의 주된 기동인 수평비행 시 동축반전형 로터-푸셔 헬리콥터의 비행 특성을 확인하고자 FLIGHTLAB을 이용한 모델링을 수행하였다. 생성된 모델을 이용하여 Blade Tip Mach Number, 푸셔 적용 속도 및 조종면의 영향성을 확인하고, 이를 반영하여 수평비행 시 항공기 특성을 확인하였다.

Key Words : Future Helicopter(미래형 헬리콥터), Coaxial Rotor-Pusher Helicopter(동축반전형 로터-푸셔 헬리콥터), FLIGHTLAB(플라이트랩), Trim Analysis(트림 해석)

1. 서 론

헬리콥터는 고정익기와 달리 제자리비행 및 수직 이착륙이 가능하다. 이러한 특성으로 인해 활주로가 없는 지역에 대한 인력 및 물품 수송, 응급 환자 수송, 조난 구조 임무 등을 수행할 수 있다. 그러나 헬리콥

터는 주 로터 전진익의 항력 혹은 후퇴익의 실속으로 인한 최대 속도의 한계[1] 때문에 고정익 대비 장거리 수송 및 고속비행이 제한된다. 이에 제자리비행 뿐 아니라 기존 헬리콥터 대비 고속비행 및 장거리 비행이 가능한 미래형 헬리콥터가 개발 및 연구되고 있다[2, 3].

개발 중인 다양한 미래형 헬리콥터 종류 중 동축반전형 로터-푸셔 헬리콥터는 고속비행을 위해 일반 헬리콥터(Conventional Helicopter) 대비 동축반전형 로터, 푸셔 및 수평/수직안정판의 조종면이 장착되어 있

Received: Sep. 10, 2024 Revised: Nov. 08, 2024 Accepted: Nov. 11, 2024

† Corresponding Author

Tel: +82-55-851-6339, E-mail: ebc716ksy@koreaero.com

© The Society for Aerospace System Engineering

다. 따라서 주 로터와 꼬리 로터를 이용해 수평비행하는 일반 헬리콥터와 달리 동축반전형 로터-푸셔 헬리콥터는 동일 수평비행에서 다양한 트림 상태를 가지므로 적절한 수평비행 트림 방안 도출이 필요하다[4].

본 연구에서는 동축반전형 로터-푸셔 헬리콥터의 수평비행 트림 방안을 도출하기 위해 상용프로그램인 FLIGHTLAB으로 해석 모델을 구축하였다. 구축된 해석 모델을 이용하여 Blade Tip Mach Number, Lift-Offset[5, 6], 푸셔 및 조종면의 수평비행에 대한 영향을 확인하였고, 이를 적용하여 전진비에 따른 수평비행 트림 방안을 도출하였다. 최종적으로 동축반전형 로터-푸셔 헬리콥터의 수평비행 트림 해석을 수행하고 결과를 제시하였다.

2. 해석 모델 구축

동축반전형 로터-푸셔 헬리콥터의 수평비행 트림 해석을 위해 다물체 동역학(Multi-Body Dynamics) 기반 항공기 모델링 및 해석 소프트웨어인 ART社의 FLIGHTLAB을 이용하여 해석 모델을 구축하였다.

해석 모델은 주 로터, 푸셔, 기체(Airframe) 모델로 구성되었다. 주 로터 모델은 상/하부 로터로 이루어져 있으며, 각각의 로터는 깃 요소 이론(Blade Element Theory) 및 플래핑(Flapping) 운동을 고려한 관절형 힌지(Articulated Hinge)를 적용하였다. 또한 주 로터 후류 모델은 Peters-He Finite State Inflow를 적용하였고, 상/하부 로터 간 간섭 모델을 반영하였다. 해석 용이성을 위해 푸셔는 공력하중(Airload)을 깃의 스패(Blade Span)방향으로 적분하고, 방위각(Azimuth)에 대해 평균하여 추력과 동력을 계산하는 단순 수학 모델인 Bailey Rotor 모델을 적용하였다.

기체 모델은 동체, 수평/수직안정판으로 구성되었다. 수평안정판에는 엘리베이터(Elevator)를, 수직안정판에는 러더(Rudder)를 반영하였으며, 전산유체해석을 통해 도출된 공력 데이터를 기체에 적용하였다. 해당 모델은 비행특성 해석용이므로 로터 및 기체는 강체로 가정하였다. 다음은 해당 모델의 조종입력 정의를 나타낸 것이다.

- 주 로터

$$\begin{aligned} \theta_U &= (\theta_0 + \Delta\theta_0) \\ &\quad - (\theta_C + \Delta\theta_C) \times \cos(\psi_U) \\ &\quad - (\theta_S + \Delta\theta_S) \times \sin(\psi_U) \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \theta_L &= (\theta_0 - \Delta\theta_0) \\ &\quad - (\theta_C - \Delta\theta_C) \times \cos(\psi_L) \\ &\quad - (\theta_S - \Delta\theta_S) \times \sin(\psi_L) \end{aligned} \quad (2)$$

θ_U : Upper Rotor Input

θ_L : Lower Rotor Input

θ_0 : Collective Pitch (deg)

θ_S : Longitudinal Pitch (deg)

θ_C : Lateral Pitch (deg)

$\Delta\theta_0$: Differential Collective Pitch (deg)

$\Delta\theta_S$: Differential Longitudinal Pitch (deg)

$\Delta\theta_C$: Differential Lateral Pitch (deg)

- 프로펠러

θ_{PR} : Pusher Propeller Pitch (deg)

- 조종면

δ_e : Elevator (deg)

δ_r : Rudder (deg)

동축반전형 로터-푸셔 헬리콥터 해석 모델의 구성 요소별 파라미터는 Table 1과 같으며, 구성된 FLIGHTLAB 모델의 형상은 Fig. 1과 같다.

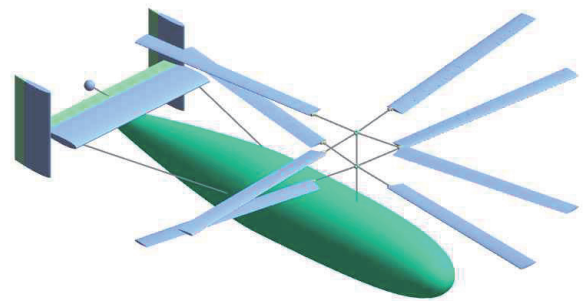


Fig. 1 FLIGHTLAB Model of Coaxial Rotor-Pusher Helicopter

Table 1 Parameter of FLIGHTLAB Analysis Model

| Component | Parameter | Value |
|--------------------------------------|-------------------------------|-------------------------------|
| Coaxial Rotor (Blade Element Theory) | Radius / MR* Radius | 1 |
| | Mean Chord | 0.072 |
| | No. of Blade for each rotor | 4 |
| | Airfoil | NACA 23012 |
| | Hub Separation | 0.14 |
| | Upper Rotor Direction | Counter Clock Wise |
| | Lower Rotor Direction | Clock Wise |
| | Hub Model | Articulated Hinge |
| | Inflow Model | Peters-He Finite State Inflow |
| Pusher (Bailey) | No. of Blades | 8 |
| | Radius / MR Radius | 0.22 |
| | Rotor Direction | Counter Clock Wise |
| | Rotor Speed / MR Speed | 5.91 |
| | Inflow Model | Uniform Inflow |
| Tail Plane | Horizontal Stabilizer Airfoil | NACA 0012 |
| | Vertical Stabilizer Airfoil | NACA 0012 |

*Main Rotor

3. 트림 방안 도출

동축반전형 로터-푸셔 헬리콥터의 트림 방안을 도출하기 위하여 2절에서 생성한 해석 모델을 이용해 Blade Tip Mach Number, Lift-Offset, 푸셔 및 조종면에 대한 영향성을 확인하였다. 각 구성 요소의 영향성 분석을 위한 해석은 해수면고도, 표준대기 조건에서 수행되었으며, 동체 항력을 최소화하기 위하여 항공기 피치(Pitch) 자세가 0°인 조건에서 수행되었다. 또한 분석의 용이성을 위해 속도를 주 로터의 전진비(Advance Ratio, μ)에 대해 나타내었다.

$$\mu = \frac{U_\infty}{2\pi\Omega R} \quad (3)$$

- U_∞ : True Airspeed
- Ω : Main Rotor Speed
- R : Main Rotor Radius

3.1 Blade Tip Mach Number(이하 Tip Mach)

Fig. 2는 고속에서 Tip Mach 0.80, 0.85, 0.90를 유지하는 조건에서 수평비행에 대해 트림 해석을 수행한 결과이다. 해석 결과, Tip Mach가 증가할수록 전진비에 대한 종방향 피치(θ_s), 콜렉티브 피치(θ_0)가 감소하고, 해석 최댓값인 전진비 0.68에서 Tip Mach 0.85 와 0.9의 요구동력의 차이가 미미한 것으로 나타났다. 따라서 해석 범위 (Tip Mach 0.8 ~ 0.9) 중 가장 큰 값인 Tip Mach 0.9를 수평비행 트림 해석에 적용하였다.

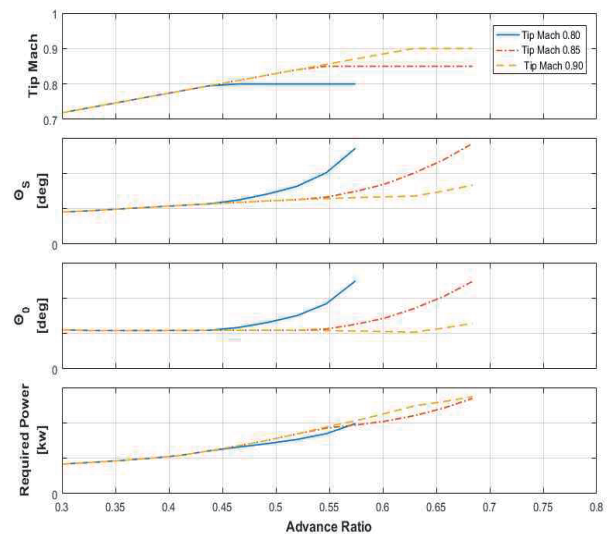


Fig. 2 Tip Mach Effect @ LOS 0.3

3.2 Lift-Offset(이하 LOS)

Fig. 3은 LOS에 따른 수평비행 트림 해석을 수행한 결과로, LOS 최댓값인 0.3은 유사 연구사례[5, 6]를 참조하여 선정하였다. 전진비 0.3 미만에서는 LOS에 대한 조종입력 및 요구동력의 변화가 크게 나타나지 않았으나, 전진비 0.3 이상에서는 LOS가 증가할수록 종방향 피치(θ_s), 콜렉티브 피치(θ_0), 차동 횡방향 피치($\Delta\theta_c$) 및 요구동력이 감소하는 경향을 보였다. 또한 LOS 0.3일 때 $\Delta\theta_c$ 는 중립을 유지하는 경향을 보여 해석 범위(LOS 0.1 ~ 0.3) 중 조종입력 및 요구동력을 가장 적게 요구하는 LOS 0.3을 트림 해석에 적용하였다.

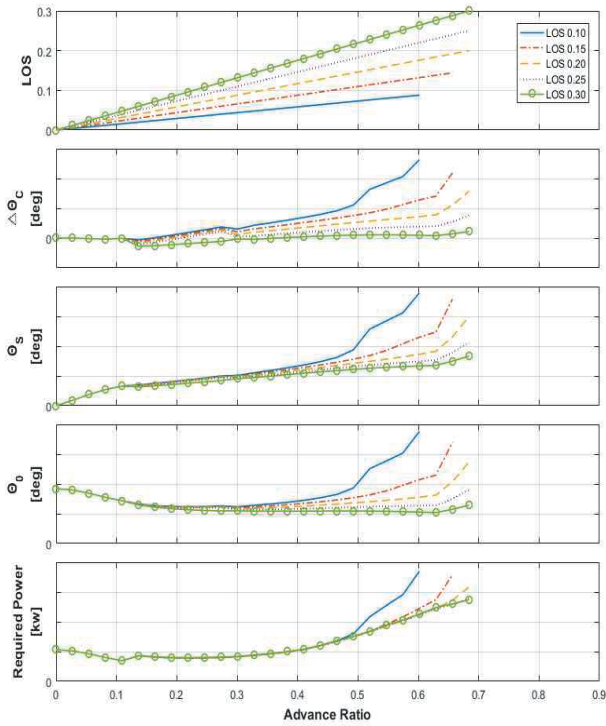


Fig. 3 LOS Effect @ Tip Mach 0.9

3.3 푸셔(Pusher) 적용 속도

저속에서는 전진 방향의 요구 추력이 크지 않아 주 로터에서 충분한 요구 추력을 생성할 수 있다. 주 로터가 요구 추력을 충분하게 생성할 수 있는 조건에서 푸셔가 작동할 때 추가적인 추력은 발생하지 않지만 푸셔 회전을 위한 형상 동력이 요구되므로 전기체 요구동력이 증가하여 동력 효율 관점에서의 성능 저하로 이어질 수 있다. 따라서 수평비행 트림 해석 시 푸셔의 추가적인 추력 생성이 필요할 것으로 예상되는 전진비 0.1 이상 구간에 푸셔를 사용하도록 적용하였다.

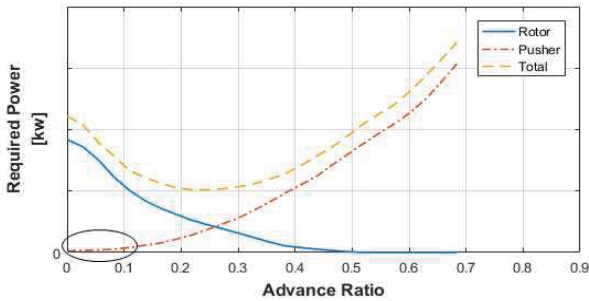


Fig. 4 Required Power of Main Rotor, Pusher and Aircraft

3.4 러더(Rudder)

Fig. 5는 수평비행시 차동 콜렉티브 피치($\Delta\theta_0$), 러더 변위(δ_r)에 대한 요(Yaw) 반응을 나타낸 것이다. $\Delta\theta_0$ 에 대한 요 반응은 제자리비행 시 최대이며 전진비 증가 시 감소하였다. 또한 전진비 0.5 이상에서는 우측 $\Delta\theta_0$ 에 대해 좌측 요 반응이 발생하였다. 이에 반해 δ_r 에 대한 요 반응은 제자리비행 시에는 나타나지 않으나 전진비에 따라 증가함을 보였다. 전진비 약 0.3에서 $\Delta\theta_0$, δ_r 의 요 반응이 동일함을 보이므로, 전진비 0.3 미만에서는 $\Delta\theta_0$ 을 적용하였고, 전진비 0.3 이상에서는 δ_r 를 적용하였다.

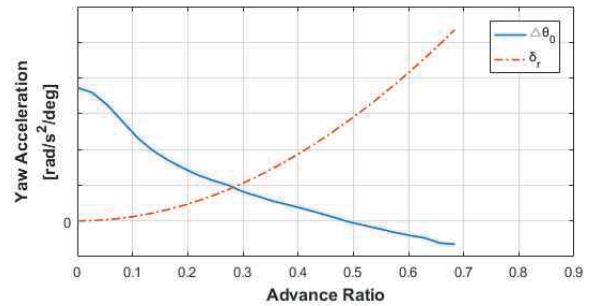


Fig. 5 Yaw Acceleration due to Differential Collective Pitch and Rudder

3.5 엘리베이터(Elevator)

엘리베이터의 변위(δ_e)에 따라 수평안정판의 양력이 변하므로 항공기의 피칭 모멘트가 변화하게 된다. 따라서 비행 안정성, 주 로터 굽힘 모멘트[7, 8, 9], 조종입력에 영향을 미칠 수 있으므로 δ_e 가 항공기 비행 특성에 미치는 영향을 확인하였다.

δ_e 에 대한 해석을 수행한 결과, Fig. 6과 같이 δ_e 가 증가할 때, 장주기 운동(Phugoid Mode)의 감쇠비는 유사하나 고유주파수가 감소하였다. 이는 시스템의 안정도가 증가하여 제어 용이성이 증가함을 의미한다. δ_e 가 8° 이상일 때, 종방향 피치(θ_s)는 전진비가 증가할수록 감소했다. 또한 Fig 7에서 로터에 구조적인 영향을 미칠 수 있는 주 로터 굽힘 모멘트는 δ_e 가 10° 이상일 때 가파르게 증가하는 경향을 보였다. 따라서 δ_e 가 10° 이내인 범위에서 장주기 운동과 주 로터 굽

힘 모멘트가 적절한 범위 이내임을 확인하였다.

동축반전형 로터-푸셔 헬리콥터는 주 로터와 푸셔가 모두 적용되어 있어 양력 및 추력 발생원에 대한 제어가 복잡하다. 따라서 제어 법칙 생성 시 편의성을 고려하여 주 로터의 종방향 피치(θ_s)가 중립을 유지하도록 수평비행 트림 해석 시 δ_e 에 8° 를 적용하였다.

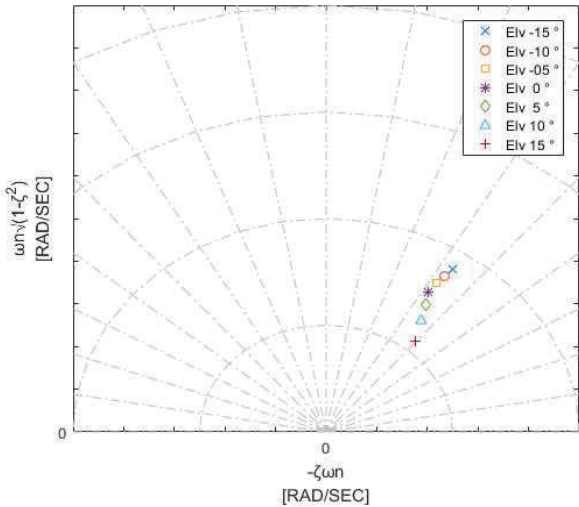


Fig. 6 Phugoid Mode due to Elevator @ $\mu = 0.3$

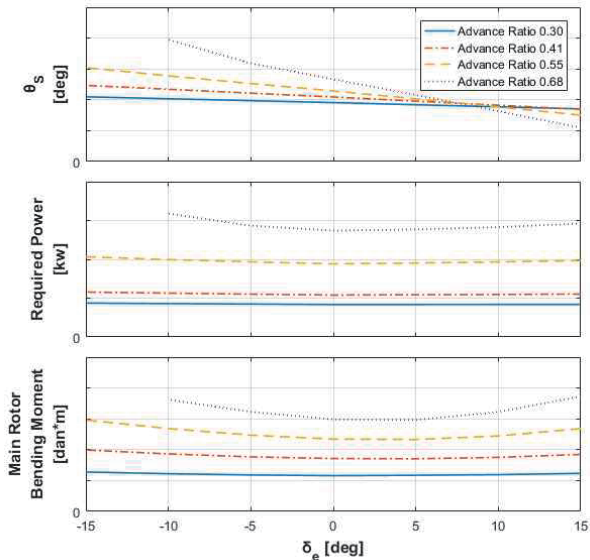


Fig. 7 Longitudinal Pitch Input, Required Power and MR Bending Moment due to Elevator

4. 수평비행 트림 해석

4.1 수평비행 트림 방안 도출

3절에서 도출된 결과를 바탕으로 Table 2와 같이 전진비에 대한 수평비행 트림 방안을 도출하였다.

Table 2 Level Trim Method According to Advance Ratio

| Advance Ratio | θ_{PR} | $\Delta\theta_0$ | δ_r | δ_e | Tip Mach | LOS |
|---------------|---------------|------------------|------------|------------|----------|-----|
| 0~0.1 | × | ○ | × | 8° | 0.9 | 0.3 |
| 0.1~0.3 | ○ | ○ | × | | | |
| 0.3~0.68 | ○ | × | ○ | | | |

트림 해석은 FLIGHTLAB에 내장된 뉴턴-랩슨 법을 이용하여 수행하였으며, Table 2의 수평비행 트림 방안을 반영하여 Table 3과 같이 Trim Variable과 Trim Target을 적용하였다.

Table 3 Trim Law and Parameters According to Advance Ratio

| Parameters | | Advance Ratio | | |
|---------------|--------------------------|---|---------|----------|
| | | 0~0.1 | 0.1~0.3 | 0.3~0.68 |
| Trim Variable | Roll Angle (ϕ) | ○ | ○ | ○ |
| | Pitch Angle (θ) | ○ | × | × |
| | θ_0 | ○ | ○ | ○ |
| | θ_S | ○ | ○ | ○ |
| | θ_C | ○ | ○ | ○ |
| | $\Delta\theta_0$ | ○ | ○ | ○ |
| | $\Delta\theta_S$ | ○ | ○ | ○ |
| | $\Delta\theta_C$ | ○ | ○ | × |
| Trim Target | θ_{PR} | × | ○ | ○ |
| | δ_r | × | × | ○ |
| | | <ul style="list-style-type: none"> Body acceleration (X, Y, Z) Body angular acceleration (Roll, Pitch, Yaw) Lateral and Longitudinal Lift-Offset | | |

4.2 수평비행 트림 해석 결과

Fig 8은 해수면고도, 표준대기, 동체 피치 자세 0° 조건에서 해석을 수행한 결과이다.

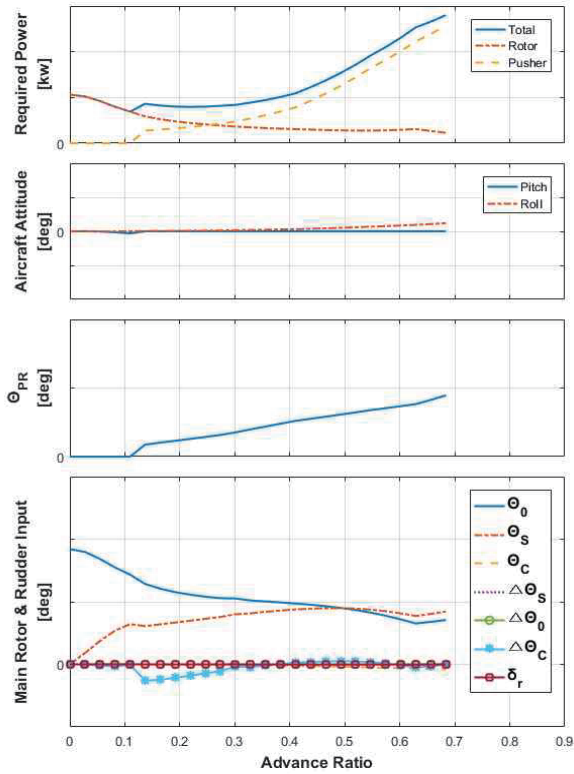


Fig. 8 Level Flight Result
@Tip Mach 0.9, LOS 0.3, Elv 8°, Sea Level, ISA

수평비행 해석 결과, 전진비 0.1에서 전기체 요구 동력의 불연속이 발생하였다. 이후 구간에서 전진비가 증가할수록 주 로터의 요구동력은 감소하고, 푸셔의 요구동력은 증가하였다. 이에 전진비에 따른 푸셔 적용이 트림 해석에 적절하게 반영됨을 확인하였다.

전진비 0.1 미만에서 일반적인 헬리콥터와 같이 주 로터에서 추력을 생성하므로 전진비 증가에 따라 종방향 피치(θ_S)가 증가한다. 하지만 전진비 0.1 이상에서는 푸셔에서 추력을 담당하므로, 전진비에 따라 프로펠러 피치(θ_{PR})는 증가하고 θ_S 는 유지되었다. 동시에 전진비 증가시 주 로터의 유입류 증가로 인해 콜렉티브 피치(θ_0)는 감소하였다. 또한 본 연구에서 구축된 해석 모델 내 동축 반전 로터 및 동체는 대칭 형태로

나머지 입력은 중립을 가짐을 확인하였다.

5. 결 론

동축반전형 로터-푸셔 헬리콥터는 일반적인 헬리콥터와 달리 동축반전 로터, 푸셔 및 조종면이 추가되어 수평비행 시 다양한 트림 조건이 존재한다. 본 연구에서는 동축반전형 로터-푸셔 헬리콥터의 추가 구성 요소가 항공기 비행 특성에 미치는 영향성을 확인하고, 이를 고려한 수평비행 트림 방법을 도출하였다. 이후 외기 조건, 무게 및 무게 중심 등의 파라미터에 따른 영향성을 분석하여 트림 방안을 보완할 계획이다.

항공기의 비행 특성은 설계 시 로터, 푸셔 선정과 제어면 설계, 제어 법칙 등의 다양한 설계 분야에서 해석이 요구된다. 특히 동축반전형 로터-푸셔 헬리콥터에 관한 연구는 일반적인 헬리콥터와 비교하여 초기 단계로 본 연구에서 수립된 트림 방안 및 해석 결과가 유사 항공기의 설계 시 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

이 논문은 2024년도에 정부(방위사업청)의 재원으로 국방기술진흥연구소의 지원을 받아 수행된 연구임 (No. KRIT-CT-22-082). 고속 장거리 기동 헬기 개발 기술(Build-1)

References

- [1] A. Datta, J. Sitaraman, I. Chopra, et al. "CFD/CSD prediction of rotor vibratory loads in high-speed flight," *Journal of aircraft*, Vol. 43, 2006.
- [2] Y. B. Kong, J.V.R. Prasad, C. He, "Analysis of a Finite State Coaxial Rotor Inflow Model," *41st European Rotorcraft Forum*, 2015.
- [3] D. Walsh, S. Weiner, K. Arifian, et al, "High Airspeed Testing of the Sikorsky X2 Technology™ Demonstrator," *Proceedings of the American Helicopter Society 67th Annual Forum*, 2011

- [4] T. Berger, "Handling Qualities Requirements And Control Design For High-Speed Rotorcraft", *U.S. Army DEVCOM AvMC Special Report FCDD-AMV-20-01*, 2020
- [5] W. Johnson, et al., "Design and Performance of Lift-Offset Rotorcraft for Short-Haul Missions", *The American Helicopter Society Future Vertical Lift Aircraft Design Conference*, 2012
- [6] Yuan, Y., et al., "Investigation of Lift-offset on Flight Dynamics Characteristics for Coaxial Compound Helicopters", *Journal of Aircraft*, vol. 546, no. 6, pp. 2010-2222, 2019
- [7] Y. Su, Z. Wang et al., "A Hybrid Trim Strategy for Coaxial Compound Helicopter", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 237 no. 2, pp. 452-466, 2023
- [8] Arents, Donald N., "An Assessment of the Hover Performance of the XH-59A Advancing Blade Concept Demonstration Helicopter", *U.S. Army Air Mobility Research and Development Laboratory, USAAMRDL-TN-25*, 1977
- [9] A. J. Ruddel, et al., "XH-59A ABC Technology Demonstrator Altitude Expansion and Operational Tests", *U.S. Army Research and Technology Laboratories, USAAVRADCOTR-81-D-35*, 1981