

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(1), 46-53(2017)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.1.46>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 회전익 항공기의 전선절단기 길이와 조종입력의 상호관계 연구

김영진\*, 이승재\*\*, 장인기\*\*\*, 심대성\*\*\*

Study on relationship between the Wirecutter Length  
and the Control Input of Rotorcraft

Young-Jin Kim\*, Seung-Jae Lee\*\*, In-ki Chang\*\*\* and Dai-Sung Shim\*\*\*

Aeronautical systems Center, Defense Agency for Technology and Quality\*,\*\*\*

Research &amp; Development Division, Korea Aerospace Industries\*\*

## ABSTRACT

This paper shows a length of wirecutter using an analysis based on Rotorcraft's control input and taxiing speed. In case of selecting an inappropriate length of wirecutter which applies to rotorcraft for safety, this causes a collision between blade and wirecutter, or an accident by wire. We review the control input which was used in development stage, and establish the conditions of control input which are needed in taxiing. Based on these conditions, we review the collision possibility between blade and wirecutter through analysis in case of 20, 40, 60 kts taxiing speed. Following, this result is verified by comparison with that of a simulation test in rotorcraft. Finally, in case of high collision possibility, we presented the downsize length to avoid the collision and increment of non-protective area in flight, simultaneously.

## 초 록

본 논문에서는 회전익 항공기의 조종입력과 지상 활주 속도를 바탕으로 해석을 통하여 전선절단기 길이를 제시하였다. 항공기의 안전을 위해서 적용되는 전선절단기가 적절한 길이로 선정되지 않을 경우 블레이드와 충돌가능성 생기거나 전선에 의해서 사고가 발생할 수 있다. 본 연구를 위해서 개발에서 사용된 조종입력을 분석하여 지상 활주에 필요한 조종입력 조건을 설정하였다. 이를 바탕으로 20, 40, 60 kts 지상 활주 속도별로 해석을 통하여 블레이드와 전선절단기 충돌 가능성을 검토하였다. 이 후, 이 결과를 항공기 모사시험 결과와 비교하여 해석결과의 적절성을 확인하였다. 최종적으로 지상 활주 간 모든 조종입력 범위에 대해 충돌을 피하기 위한 전선절단기 축소 길이와 이 경우 공중비행 시 생기는 비보호구역의 증가량을 동시에 제시하였다.

**Key Words** : Wirecutter(전선절단기), Safety Area(안전영역), Control Input(조종입력), Non-protective Area(비보호구역)

† Received : August 10, 2016    Revised : December 18, 2016    Accepted : December 21, 2016

\* Corresponding author, E-mail : hasra0jin@ksist.ac.kr

## I. 서 론

회전익 항공기는 고정익 항공기와 달리 지상에 근접하여 수행하는 임무가 많으며 위급한 상황에서 조종사 탈출이 불가능하기 때문에 일반적으로 안전성 확보를 위한 전선절단기(Wire Cutter)가 항공기 외부에 설치되어 있다.

본 논문의 회전익기는 조종실 상부 구조물에 장착된 상부 전선절단기와 보조착륙장치 전방에 장착된 하부 전선절단기가 있으며, 각 전선절단기는 Fig. 1과 같이 전선을 커터(Cutter)로 인도하는 조향기(Deflector)와 직접 전선을 절단하는 커터로 구성되어 있다. 전선절단기는 항공기가 저고도 저속 비행 시, 전선 충돌에 대비하여 만들어진 장비이며 최대 약 50kts의 헬기 속도에서 극한인장력의 강철선 절단이 가능토록 설계되어 있다[1].

상부 전선절단기의 경우, 전선절단기의 길이가 길수록 로터허브에 전선이 걸릴 확률이 줄어들지만, 반대로 블레이드 플래핑 운동에 의해서 블레이드와 전선절단기가 충돌할 확률이 높아져서 안전성에 문제가 생기게 되며, 이는 조종사의 조종에 제한이 생기게 만든다. 결국 전선절단기의 길이는 블레이드와의 충돌 가능성과 전선 충돌로부터 항공기를 보호하기 위한 본래의 기능을 동시에 고려하여 최적의 위치를 찾을 필요가 있다.

회전익 항공기는 공중에서는 로터 블레이드가 플랩 업(Flap Up) 되기 때문에 어떤 조건에서도 블레이드가 전선절단기와 충돌하지 않지만, 코닝 각(Coning Angle)이 작은 지상 활주에서는 충돌 가능성이 존재하며, 이는 사이클릭(Cyclic)과 컬렉티브(Collective) 조종간의 조종입력과도 연관이 된다[2].

회전익기는 피치(Pitch)와 롤(Roll) 운동을 조종하는 사이클릭 조종간과 수직운동을 조종하는 컬렉티브 조종간의 조합으로 로터계통의 움직임이 생기며, 두 조종간의 조종 입력은 조종사의 조종 특성에 따라 다양한 조합으로 나타날 수 있다. 즉, 조종사들이 지상에서 필요한 속도, 임무 환경 등에 따라 다양한 조종 입력을 사용할 수 있으며 이는 때때로 블레이드 회전면의 과도한 기울어짐을 만든다. 이 경우 전선절단기와 블레이드의 충돌 가능성이 존재하고 있는 것이다. 결국 이것은 조종사들이 사용하는 조종 입력에 따라 블레이드와의 충돌을 예방하기 위한 전선절단기 길이가 달라질 수 있음을 의미한다. 그렇기 때문에 실제 조종사가 항공기 운용에서 두 조종간을 어떻게 사용하고 있는지에 대한 검토가 필요하며, 조종

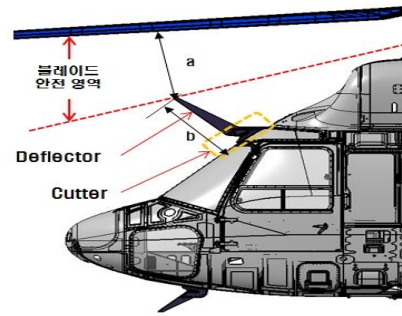


Fig. 1. Clearance for flight safety

입력 조합에 따른 전선절단기 길이 설정이 필요하다. 하지만, 회전익 항공기의 전선절단기 길이를 결정할 때 지상 활주 간의 블레이드 플래핑과 조종사 특성에 따른 조종 입력 등은 충분히 고려되지 않고 있으며, 대부분의 회전익 항공기들은 지상 활주 시 블레이드와 전선절단기의 충돌 가능성을 막기 위해 전선절단기 길이를 축소하는 것 보다는, 일반적으로 과도한 사이클릭 움직임 회피하도록 규정하고 있다[3, 4].

따라서 본 논문에서는 실제로 수행된 시험 및 해석 결과 등을 바탕으로 블레이드 플래핑과 조종 입력을 고려한 전선절단기 길이 선정 방안을 제시하고자 한다. 또한, 이 과정을 통하여 항공기 안전영역에 대한 추가적인 검증할 수 있다.

## II. 본 론

### 2.1 항공기 안전영역 및 검증

항공기의 안전영역(Safety Area)은 Fig. 1과 같이 항공기 운용 시 블레이드의 플래핑 각을 감안하여 로터 블레이드가 항공기 구조물과 부딪치지 않도록 설정되는 영역으로 해당 영역에는 구성품이 없어야 함을 의미한다[5]. 회전익 항공기에서 안전영역에 영향을 줄 수 있는 구성품은 주로 전선절단기(Wire cutter), 안테나(Antenna), 적외선 방해장비(IRCM) 등이 있으며 안전영역을 고려하여 위치와 길이 등이 조정되어야만 한다. 이에 따라 본 논문의 회전익기는 체계개발규격서 및 감항인증 기준에 모든 운용 상태에서, 블레이드가 어떤 구조물에도 부딪치지 않도록 충분한 간극(Clearance)을 가지도록 규정하고 있다[6].

안전영역에 가장 큰 영향을 줄 수 있는 전선절단기 위치는 해외업체의 기술지원을 받아 조종사의 시야 방해가 없고 항공기 전방동체 및 엔진 카울 구조를 고려하여 조종실 상부로 결정이 되었다. 전선절단기 조향기(Deflector)의 길이 역시

해외업체의 기술지원을 바탕으로 한 안전영역과 개발업체의 전선절단기 해석결과 등을 종합하여 결정 되었다. 이렇게 결정된 전선절단기의 위치와 길이는 개발 기간 동안에 간극이 충분한지 검증되어야 한다. 하지만, 모든 운용 상태에서 충분한 간극이라는 광범위한 요구조건과 더불어 안전영역을 검증하는 방법이 명확하게 정의되지 않아 지상에서 블레이드와 구조물 거리 측정과 개발 비행시험 결과 등을 활용하여 개발이 완료되었다. 이러한 검증 방법은 소수의 시험비행 조종사가 시제기를 제한된 조건 하에서 운용하며 진행되는 개발 단계에서는 문제가 없었지만, 다양한 조종사가 실제 임무를 수행하는 운용 단계에서는 여러 문제가 생길 수가 있다. 특히 블레이드의 회전면은 조종사의 조종 입력에 따라 좌우되기 때문에, 블레이드와 전선절단기 충돌가능성이 있는 지상 활주 조건에서 조종 입력에 따른 안전영역 검증은 반드시 필요한 사항이다. 따라서 본 논문에서는 안전 스틱(Safety Stick)을 활용한 전선절단기-블레이드 충돌 모사 시험과 조종 입력, 활주 속도 등을 고려한 해석을 통하여 조종 입력에 따른 전선절단기 길이를 산출한다. 이 과정을 통하여 기존의 항공기 안전영역에 대한 유효성 역시 검증될 수 있다.

## 2.2 항공기 비보호구역

전선절단기가 항공기 외부 모든 영역을 보호할 수 없기 때문에 필연적으로 비보호구역이 발생할 수밖에 없으며, 본 논문의 회전익기는 랜딩기어 자중으로 인한 처짐과 지면간극 적용으로 발생하는 범위, 전방관측적외선 장비에 의해 발생하는 범위가 비보호구역으로 설정이 되어 있다 [1]. 또한, 비행 시에 블레이드가 양력을 받아서 위로 올라가게 되면 전선절단기와 블레이드 사이가 비보호구역으로 남게 된다. 본 논문의 회전익기 수평 비행을 분석해 보면, 비행 중 Fig. 2와 같이 최소 약 4XX mm에서 최대 약 1,XXX mm의 비보호 구역이 생길 수 있다. 블레이드와 전선절단기의 간극이 최대인 경우에는 전선이 로터계통으로 들어오게 될 확률이 증가하여, 항공기 안전성에 영향을 미칠 수 있다.

## 2.3 회전익 조종 유닛

회전익기의 조종계통은 피치와 롤 움직임을 조종하는 사이클릭 스틱(Cyclic Stick)과 수직 움직임을 조종하는 컬렉티브 레버(Collective Lever), 그리고 항공기 요(Yaw) 움직임을 조종하는 페달로 구성된다.

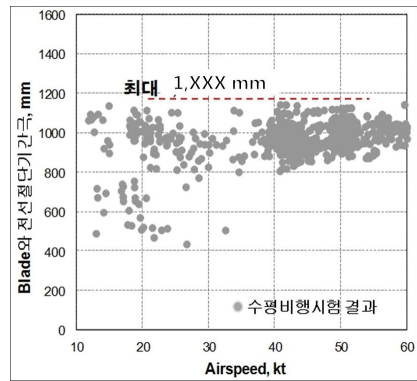
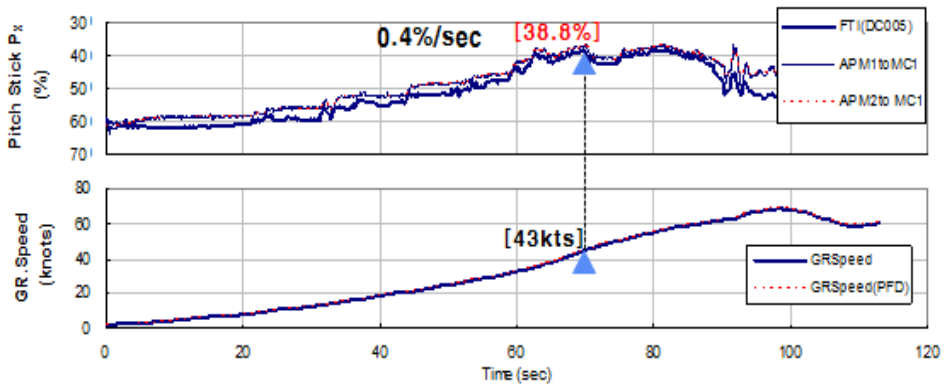


Fig. 2. Non-protective area during level flight in development phase

본 연구에서는 블레이드와 전선절단기 충돌 가능성이 있는 지상 활주를 대상으로 하기 때문에 지상 움직임과는 상관이 없는 페달은 제외하고 두 조종간의 조합 입력을 고려한다. 조종간 입력 위치표기는 사이클릭의 경우 조종사 쪽으로 최대한 당겼을 경우가 100%이며 최대한 앞쪽으로 밀었을 경우가 0%가 된다. 사이클릭 중립은 60%에 위치하고 있다. 컬렉티브 레버의 경우는 최대한 내렸을 경우가 0%이며 최대한 당겼을 때가 100%로 표현된다. 본 논문의 회전익기의 조종간 입력은 기계적 링크지와 SEMA(Smart Electro-Mechanical Actuator)라고 불리는 전기 기계식 작동기를 통하여 3개의 로터 작동기로 전달이 되고, 3개의 로터 작동기는 블레이드의 회전면을 변화시켜 항공기 기동을 조종하게 된다.

## 2.4 조종 입력과 활주속도의 관계

앞 절에서 설명한 바와 같이, 지상 활주 속도는 블레이드 회전면의 기울기에 따라 좌우되며, 이 블레이드 회전면은 조종 입력에 의해서 결정된다. 조종사가 가속을 원하면 사이클릭을 이용하여 회전면을 전진 방향으로 기울이게 되며, 감속을 원하면 반대로 회전면의 기울기를 줄이게 된다. Figs. 3, 4는 실제 항공기 활주 시험을 통하여 동일한 컬렉티브 조종입력 하에서 사이클릭 조종간을 중립에서부터 전방으로 이동시키면서 얻은 활주속도를 비교한 그래프이다. Fig. 3은 사이클릭 조종 입력을 중립에서부터 0.4%/sec 수준의 빠르기로 전방으로 가하여 38.8%에서 약 43kts의 활주 속도를 획득하였으며 소요시간은 약 70초이다. Fig. 4는 사이클릭 조종간을 중립에서부터 1.8%/sec 수준의 빠르기로 전방으로 가하여 5.6%에서 약 43kts의 활주 속도를 획득하였으며 소요시간은 약 30초이다. 즉, 5.6%와 38.8%



FTI : Flight Test Instrument, APM : Auto Pilot Module, MC : Mission Computer, GR Speed : Ground Speed  
PFD : Primary Flight Display

Fig. 3. Taxiing speed history with respect to cyclic control input speed (0.4%/sec)

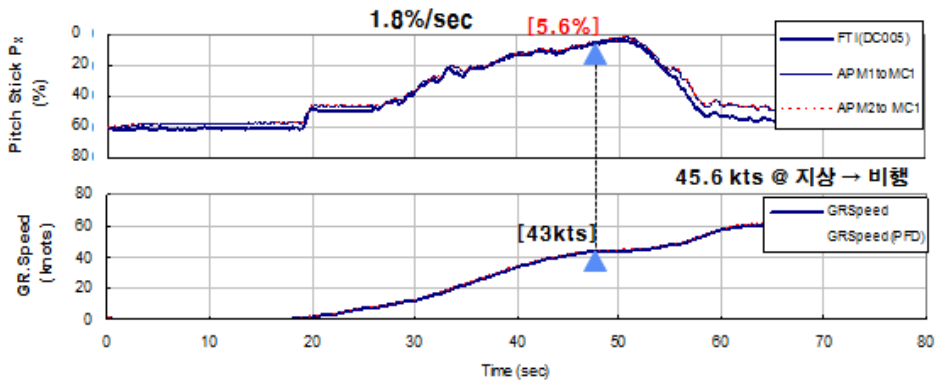


Fig. 4. Taxiing speed history with respect to cyclic control input speed (1.8%/sec)

의 다른 사이클릭 입력으로도 시간의 차이가 있지만 동일한 활주속도 확보가 가능하다. 이는 컬렉티브의 경우도 유사하며 조종사의 조종 방식과 운용 환경에 따라 다양한 조종 입력 조합이 나올 수 있음을 의미한다.

Figure 4와 같이 과도한 사이클릭을 사용할 경우 블레이드 회전면의 기울어짐을 일으키게 되고 전선절단기와 충돌이 일어날 수 있다. 이 경우 충돌방지를 위해 지상 활주 간의 조종입력을 제한하거나 전선절단기의 길이를 축소해야 되며, 이것은 결국 조종입력에 따라 전선절단기 길이가 달라질 수 있음을 의미한다. 즉, 활주 속도보다 조종사가 사용하는 조종 입력이 충돌을 일으키는 주된 원인이 될 수 있으며, 이에 따라 조종 입력에 대한 분석이 반드시 진행될 필요가 있다.

### 2.5 개발기간 조종입력분석

본 논문의 회전익기 개발 시 지상 활주 데모

에 따르면 컬렉티브 조종 입력은 20~30%, 사이클릭 조종 입력은 50~55% 수준을 사용할 것으로 예측이 되었다. 실제 개발시험의 조종입력을 분석해 보면 Fig. 5와 같이 컬렉티브 입력 15~30%, 사이클릭 입력 40~60% 정도로 나오는 것을 확인할 수 있다. 하지만, 이는 조종사들이 개발이라는 특성을 감안한 조종 입력이며 실제 양산기의 조종 입력은 조종사 특성에 따라 다를 수 있다.

### 2.6 전선절단기 간섭조건 분석

항공기 거동/하중 예측 시뮬레이션 프로그램인 CAMRAD II를 이용하여 지상 활주 시, 컬렉티브와 사이클릭 입력 량에 대하여 블레이드와 전선절단기 충격 시점을 예측해 볼 수 있다. 해석은 Fig. 6과 같이 컬렉티브 입력 량을 고정시킨 후 사이클릭 입력을 100%에서 0%로 변경시키며 최종 획득 목표가 20, 40, 60kts의 속도인 3가지 경우에 대하여 수행하였다. 해석 시에 플레

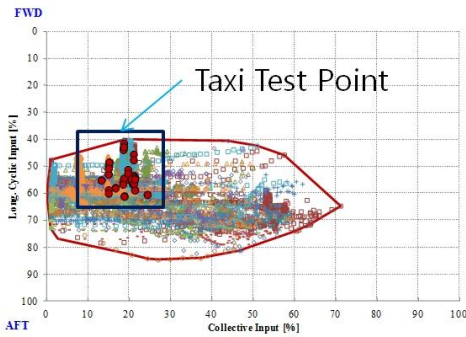


Fig. 5. Control Inputs range during taxi test in development phase

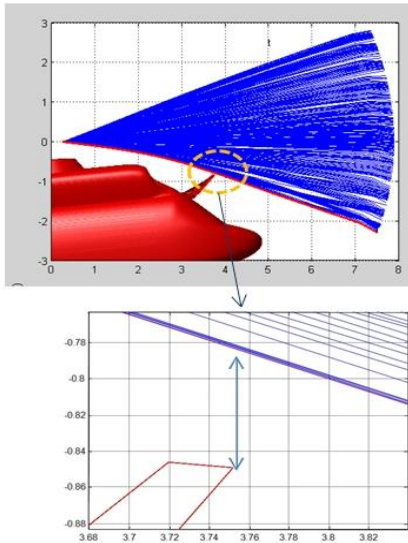


Fig. 6. Collision analysis using CAMRAD II with respect to diverse control inputs and taxiing speed range

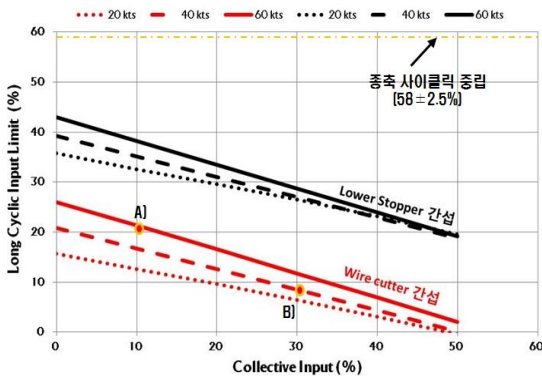


Fig. 7. Collision condition considering diverse control inputs and taxiing speed

핑 운동에 의한 마스트 변형 1°를 고려하였다. 결과는 Fig. 7과 같다. Fig. 7의 사이클릭 증립 지점은 58±2.5%에 위치하고 있으며, 0% 방향으로 갈수록 전방으로 사이클릭 조종간을 움직이는 것을 의미한다. A지점은 컬렉티브 10% 상태에서 사이클릭을 전방 20%까지 입력하면 지상 활주 속도가 60kts의 이른 경우에 블레이드와 전선절단기가 충돌하게 되는 것을 의미하며, B지점은 컬렉티브 입력 30% 상태에서 사이클릭을 전방 8%까지 입력하면 지상 활주 40kts의 경우에 블레이드와 전선절단기가 충돌하는 것을 의미한다. 저속의 경우에는 고속보다 추진력을 덜 사용하기 때문에 상대적으로 더 큰 사이클릭 입력을 사용할 수 있게 된다.

### 2.7 지상 활주 시험을 통한 해석 결과 검증

앞 절의 해석결과를 검증하기 위하여 한국형 기동헬기에서 블레이드 플래핑 각도 예측을 위하여 실시된 시험을 이용하였다[2]. 항공기 시험은 안전을 위해서 전선절단기에 연결된 브라켓과 나무로 만들어진 안전 스틱(Safety Stick)을 활용한다. 안전 스틱은 회전익 블레이드와 전선절단기가 충돌하는지를 확인하기 위한 도구로 Fig. 8과 같이 총 4단으로 제작되었다[2]. 안전 스틱은 Fig. 8, Table 1 에서와 같이 전선절단기와 높이가 같은 3단을 기준으로 전선절단기보다 150mm 긴 1단, 100mm 긴 2단 및 100mm 낮은 4단으로 구성하였으며 전선절단기 위치에 장착하여 시험을 진행하였다. 시험에서 사용된 컬렉티브 입력은 지상 활주에서 주로 사용되는 30% 근방을 기준으로 하였다. 결과는 Fig. 9, Table 2와 같다. 컬렉티브 입력을 31%로 하고 사이클릭 조종입력을 증립(60%)에서 9%까지 한 경우 안전 스틱이 1/2단까지 탈락하였으며 획득속도는 51.5kts이다. 해석결과를 보면 이 경우 사이클릭 입력 10% 근방에서 충돌이 일어나기 때문에 3단까지 탈락이 되어야 하지만 1/2단만 탈락이 되어 충돌이 발생하지 않는 것이 확인되었다. 컬렉티브 입력을 28%로 한 경우는 사이클릭 조종입력이 2.8%에서 3단이 탈락하였으며 획득속도는 44.3kts이다. Fig. 7의 해석 결과와 비교해 보면 사이클릭 입력 약 9%에서 충돌이 발생하기 때문에 실제시험보다 해석이 약 6% 정도 보수적으로 나오는 것을 확인할 수 있으며, 이에 따라 해석결과의 신뢰성을 확인할 수 있다. 전선절단기와 블레이드의 충돌은 항공기 안전에 치명적인 영향을 미칠 수 있기 때문에, 보수적인 해석결과를 사용하는 것은 안전성 측면에서 타당한 것으로 판단된다.

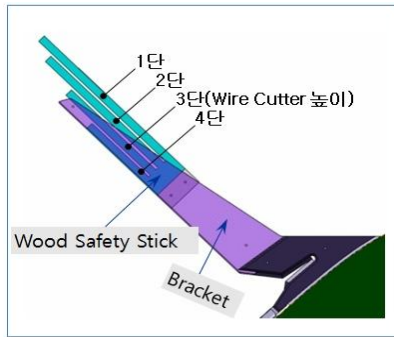


Fig. 8. Safety stick configuration[2]



Fig. 9. Safety stick configuration after ground taxi test[2]

2.8 블레이드/전선절단기 충돌 길이 분석

앞 절에서 조종 입력에 따른 블레이드와 전선 절단기 충돌 조건을 확인하였다. 다음으로 충돌이 일어날 경우 블레이드와 전선절단기 충돌 길이 분석을 위하여 CAMRAD II를 이용하여 해석을 수행하였다. 이 결과를 통하여 조종 입력에 따라 충돌을 회피할 수 있는 전선절단기의 길이를 예측할 수 있다. 블레이드가 전선절단기를 충돌하는 최대 길이를 산출하기 위하여 사이클릭 입력을 0%까지 최대한 사용하는 것으로 하였으며, 컬렉티브 입력은 0% ~ 50% 구간, 최종 획득을 목표로 하는 지상 활주 속도를 20kts, 40kts, 60kts 기준으로 해석을 수행하였다. 결과는 Fig. 10과 같다. Fig. 10의 A지점은 블레이드 플레핑 zero상태, 컬렉티브 0%, 사이클릭 중립(60%) 일 때, 전선절단기와 블레이드 사이의 최소 길이이며(Fig. 1의 a), C 지점은 블레이드와 전선절단기 최소길이에 전선절단기 길이(Fig. 1의 b)가 합쳐진 지점이다. 즉, 블레이드는 항공기 정지 시에 Fig. 10의 x축 0에 위치하고 있으며 A 지점을 지나면서부터 전선절단기와 충돌하게 된다. B 지점을 보면 활주속도 40kts 조건에서 블레이드가 전선절단기와 충돌하여 약 170mm가량까지 충돌하게 됨을 의미한다. Fig. 10을 바탕으로 블레이드와 전선절단기가 충돌할 수 있는 경우 3가지

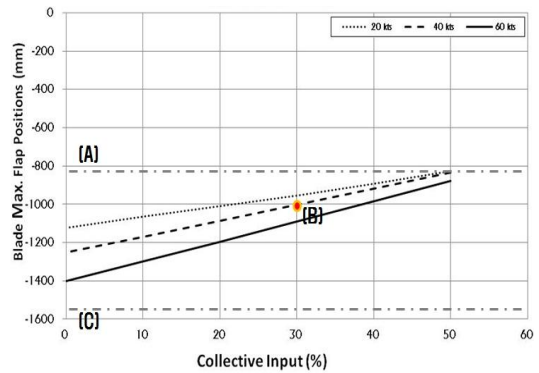


Fig. 10. Collision length between blade and wirecutter considering control inputs and taxiing speed

Table 1. Safety stick size

Safety Stick	높이
1단	전선절단기+150mm
2단	전선절단기+100mm
3단(기준)	전선절단기
4단	전선절단기-100mm

Table 2. Test results in ground taxiing

순번	사이클릭	컬렉티브	시험결과
1	Neutral→9%	31%	1/2단 탈락 (51.5kts획득)
2	Neutral→2.8%	28%	3단 탈락 (44.3kts획득)

Table 3에 정리하였다. Table 3의 순번 1은 저중량/저운 조건으로 중량/밀도비가 작아 블레이드 코닝 각이 작아지면 그에 따라 블레이드 간극이 감소하여 가장 위험한 조건이며, 순번 2는 일반 운용중량에서 최소 온도 조건, 순번 3은 일반적인 운용중량과 상온 조건이다. 일반적인 고객 요구조건을 감안하여 high 동력의 -10%를 기준으로 하고 전선절단기와 블레이드 간격에 추가로 10% 마진을 고려하여 전선절단기 축소량을 산출하였다. 만약 조종사가 조건 1에서 지상에서 최소비행중량으로 사이클릭 입력을 0%까지 사용하여 60kts로 활주 할 시에는 약 236mm 전선절단기 축소가 필요하며, 이 경우 비행 중 비보호 구역은 기존의 17%가 늘어나서 비행 중 최대 1,xxx mm의 비보호구역이 존재하게 된다. 본 해석 결과를 따르면, 항공기를 운용하는 환경에 전선이 별로 없고 사이클릭 조종 입력을 최대한 사

Table 3. Simulation results (ground taxiing)

순번	중량	온도 (°C)	속도 (kts)	컬렉티브 (%)	전선절단기 축소량 (mm)	비행 중 비보호구역	
						증가량(%)	최대(mm)
1	최소비행 중량	-32	40	34	151	11	1,XXX
			60		236	17	1,XXX
2	운용중량	-32	40	38	115	8	1,XXX
			60		189	14	1,XXX
3	운용중량	15	40	43	69	5	1,XXX
			60		130	9	1,XXX

용하고 싶다면 전선절단기를 축소하여 사용하는 것이 효과적이게 될 것이다. 하지만, 항공기 운용 환경에 전선이 많고 지상에서 큰 활주 속도가 필요 없다면, 반대로 조종사의 조종입력을 제한하고 전선절단기를 조금 더 늘리는 것이 항공기 안전성 확보에 도움이 될 수 있다. 이 밖에도 활주로의 길이나 지상에서 목표로 하는 속도를 얻는데 걸리는 시간 등을 고려하면 사용할 수 있는 조종 입력이 나오게 되며 이를 통하여 전선절단기 길이를 선정할 수 있다. 해석의 보수성을 감안하고 일반적인 운용 환경을 가정하면 조건 3의 전선절단기 축소량을 적용하면 지상 활주 시 조종 입력 제한 없이 항공기 운용이 가능할 것으로 판단된다.

### III. 결 론

본 논문에서는 항공기 운용성 및 안전성 향상을 위해 개발에서 확보된 조종 입력을 바탕으로 해석을 통하여 지상 활주속도 별 블레이드, 전선절단기 충돌 예측 점을 확인하였으며, 항공기 충돌 모사 시험을 실시하여 해석 결과의 유효성을 검증하였다. 또한, 이를 바탕으로 조종 입력 별로 충돌이 일어날 경우에, 이를 피하기 위한 전선절단기 축소 길이와 전선절단기 축소를 인해 공중 비행 시 생길 수밖에 없는 비보호구역의 증가량을 동시에 산출하였다.

회전익 항공기는 로터계통의 안전 확보를 위하여 전선절단기가 장착되어 있다. 공중 비행 시에는 블레이드가 플랩 업 되고 동체는 자중에 의해서 처지기 때문에, 충돌 가능성이 없지만 지상 활주 시에는 충돌 가능성이 존재한다. 이것은 지상 활주에서 조종사가 사용하는 사이클릭, 컬렉티브 조종간의 입력과 지상 활주에서 얻고자 하는 최종 속도에 의해서 결정된다. 일반적으로 블

레이드-전선절단기 충돌을 예방하기 위하여 대부분의 회전익 항공기들은 지상 활주에서 조종사의 과도한 조종 입력을 제한하고 있다. 이는 전선절단기 본연의 임무인 로터계통 보호를 위해 가장 효율적인 방법이지만, 구체적인 수치로 조종 입력을 제한하는 경우는 없고 이를 인지하기도 어려워 항공기를 운용하는 조종사들에게 어려움이 존재한다.

소수의 인원으로 비행 영역을 확장해 가며 수행되는 개발과는 달리 전력화된 항공기는 다양한 환경에서 많은 조종사들에 의해서 운용되기 때문에 조종 입력과 요구 지상 활주속도 등이 다양하다. 하지만 각 경우 별로 조종 입력을 구체적인 수치로 분석한 사례가 없어 운용의 어려움이 존재하고 있다. 따라서 개발 자료를 바탕으로 조종 입력에 따른 전선절단기 길이에 대한 데이터를 확보하는 것은 항공기 운용에 중요한 의미가 있으며, 이를 바탕으로 명확한 조종 입력 제한 수치를 정하는 것은 항공기 안전성 향상에 큰 도움이 된다.

본 논문의 결과를 활용할 경우 운용 환경과 조종사의 조종 입력 특성에 맞추어 최적화 된 전선절단기 길이를 선정할 수 있을 것으로 판단되며, 항공기의 효율적인 운용이 가능할 것으로 판단된다. 또한, 산출된 조종 입력을 바탕으로 항공기에 경고 시스템 또는 조종 입력 제한기를 적용할 경우 안전성 향상에 크게 기여할 것으로 판단된다.

본 논문의 결과는 향후 회전익 개발 사업에 좋은 참고가 될 것으로 기대되며, 특히 회전익 항공기 안전영역 검증 방법에도 좋은 제안이 될 것으로 판단된다. 다만, 해석 결과가 시험에 비해서 보수적이기 때문에 이 차이를 줄이기 위한 해석 기법에 대한 연구가 추가적으로 필요할 것으로 판단된다.

## References

- 1) Helicopter, Utility, *Korean Defense Specification 1520-4001-2*, 2013.
- 2) Y.J. Kim, S.G. Lee, S.J. Lee, I.K. Chang and D.S. Shim, "Prediction of the Blade Flapping Angle for Korean Utility Helicopter by Applying Indirect Method", *J. of the Korean Society for Aeronautical and Space Science*, 43(10), 2015, pp. 888-895
- 3) TM55-6930-217-10, Technical Manual Operator's Manual for UH-60 Aeromed Flight Simulator, 1989
- 4) FAA-H-8080-21A, U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administrations 2012
- 5) AH-KAI Engineering Coordination Memo.
- 6) Federal Aviation Regulation 29 Airworthiness Standard, 29.661 Rotor Blade Clearance, 2014
- 7) Helicopter Aerodynamics, *Raymond W. Prouty*, 2007